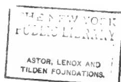

NYPL RESEARCH LIBRARIES
3 3433 08756939 2







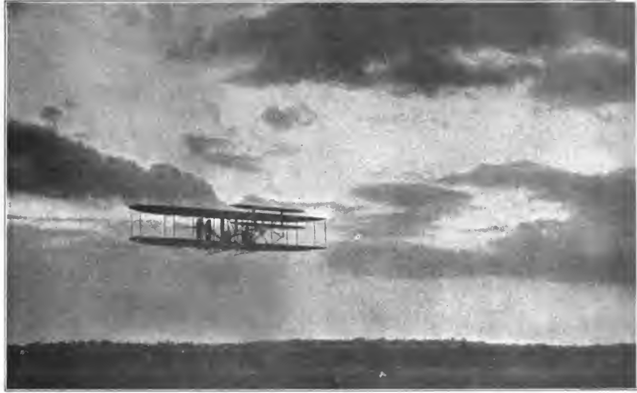


Abb. 1. Wilbur Wright im Fluge über der Ebene in Pau.

Luftfahrzeugbau

Konstruktion
von
Luftschiffen und Flugmaschinen

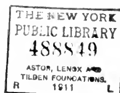
Von
Dr. Fritz Huth

Mit 341 Abbildungen und Tafeln

Zweite verbesserte Auflage



Berlin W.
Verlag von M. Krayn
1910




LOUIS BORCHARDT
BERLIN SW. 68

Vorwort zur 1. Auflage.

Die Flugtechnik beginnt ein selbständiger Zweig der Wissenschaft und Industrie zu werden. Luftschifflinien, die dem ständigen Verkehr dienen sollen, sind in der Entstehung, große bestehende Fabriken nehmen den Bau von Flugfahrzeugen auf, und neue Unternehmen werden gegründet. Wenngleich zuverlässige Angaben über die erfolgreichen Luftfahrzeuge schwer zu erhalten sind und auch die theoretischen Grundlagen erst noch im Anfang liegen, dürfte es doch an der Zeit sein, das Erreichte festzuhalten und weiteren Kreisen zugängig zu machen, um einerseits den technisch Gebildeten die Einarbeitung in das neue Gebiet zu erleichtern und ihnen andererseits beim Entwerfen eine Hilfe zu sein.

Zu diesem Zweck ist aus der Fülle des Vorhandenen — fast täglich erscheinen neue Pläne über ausgeführte Flugmaschinen auf der Bildfläche — das Brauchbare und Grundsätzliche ausgewählt. Da nur das Erfolgreiche als Unterlage für Neukonstruktionen dienen kann, ist von den anderen Konstruktionen nur das geboten worden, das den richtigen Weg mit zu erleuchten verspricht.

Es sind so viele Einzelheiten und Angaben über die Abmessungen gegeben worden, als bis dahin aus den erreichbaren Ausführungen und aus der Literatur erhältlich war.

Die Berechnungen sind auf das für den Konstrukteur Erforderliche beschränkt und so einfach und durchsichtig wie möglich gehalten. Alles rein theoretische Beiwerk, das vielfach nur dazu dient, unsere Unkenntnis zu verschleiern, ist vermieden, ebenso solche Rechnungen, die nicht durch die Erfahrung gestützt sind.

In der knappen Darstellung sind alle Fremdausdrücke vermieden, was um so mehr angebracht erschien, als die Fliegekunst doch durchaus nicht ausländischen Ursprunges ist, sondern starke Wurzeln in unserem Vaterlande hat.

Allen Fabriken, die mich durch freundliche Ueberlassung von Zeichnungen und Angaben unterstützt haben, sei auch an dieser Stelle mein Dank ausgesprochen.

Berlin, im Juni 1909. Dr. Fritz Huth.

Vorwort zur 2. Auflage.

In der neuen Auflage ist nach Möglichkeit versucht worden, den Fortschritten des Flugwesens Rechnung zu tragen. Außerdem sind in einigen Abschnitten, besonders in denen über die Luftschrauben und über die Flugmotoren, die Grundlagen ausführlicher behandelt.

Berlin, im Juni 1910.

Dr. Fritz Huth.

INHALT

I.

EINLEITUNG.

II.

LUFTSCHIFFE.

III.

FLUGZEUGE.

I. Einleitung.

Geschichtlicher Ueberblick über die Konstruktionen und ihre Erfolge.

Die größten Geister aller Zeiten haben die Lösung der Aufgabe versucht, den Beherrschern der Lüfte, dem Adler und Kondor, ihr Reich zu entreißen. Vergebens war indessen das Bestreben z. B. Leonardo de Vincis, ohne Erfolg blieb auch in den folgenden Jahrhunderten das Beginnen, es dem Vogel gleich zu tun. So unmöglich erschien allmählich die Aufgabe, daß noch vor wenigen Jahren jeder, der eingestand, an die Lösung der Flugfrage zu glauben, nicht nur für einen Schwärmer, sondern wie einer angesehen wurde, dem die Grundgesetze der Wissenschaft nicht geläufig sind, oder dessen Geist Schaden gelitten hat. Und nun ist es doch Tatsache geworden, was so viele erträumt haben, was wenige vorausgeahnt hatten, der Mensch kann fliegen, den Flügeln des Geistes hat sich in den letzten Jahren auch ein körperlicher zugesellt.

Die Erfindung des Luftschiffes auf dieselbe Stufe mit der des Dampfschiffes oder des Maschinenwagens zu stellen, ist verkehrt. Sie ist vielmehr von der gleichen Ursprünglichkeit und Bedeutung wie die des einfachsten Karrens oder des Einbaums.

So wie niemand den Namen des Menschen kennt, der zuerst die Fortschaffung eines Gegenstandes dadurch erleichterte, daß er Rollen darunter setzte, und kein Lied den preist, der die Menschheit lehrte, das Wasser zur Verkehrsstraße werden zu lassen, ebenso kann man auch nicht einen Einzelnen als den Erfinder des Luftfahrzeuges nennen. In langsamer und mühseliger Arbeit ist vielmehr diese Tat vollbracht worden.

Die heutigen Luftfahrzeuge gliedern sich in zwei scharf getrennte Gruppen, nämlich in gasgetragene Ballonfahrzeuge und solche ohne Ballon, die Flugfahrzeuge. So wenig man nun ein tragfähiges Brett, auf dem sich ein Mensch den Strömungen des Wassers überläßt, ein Schiff nennen kann, ebenso wenig ist ein Freiballon ein Luftschiff. Die Bezeichnung Luft- und

Flugschiff ist daher nur für die mit einem Motor versehenen Fahrzeuge zutreffend. Im folgenden sollen hauptsächlich auch nur diese behandelt werden.

Nebenstehende Uebersicht läßt die hier befolgte Einteilung der Luftfahrzeuge erkennen. Die Ausdrücke statische und dynamische Luftfahrzeuge sind vermieden, weil ja doch beide Arten Energie zur Fortbewegung, dem Hauptzweck des Luftschiffes, gebrauchen, also dynamisch sind. Es dürfte doch auch wohl niemandem einfallen, einen Fisch z. B. statisch und einen Vogel dynamisch zu nennen, weil das Gewicht des ersteren meist schon im Ruhezustand aufgehoben ist.

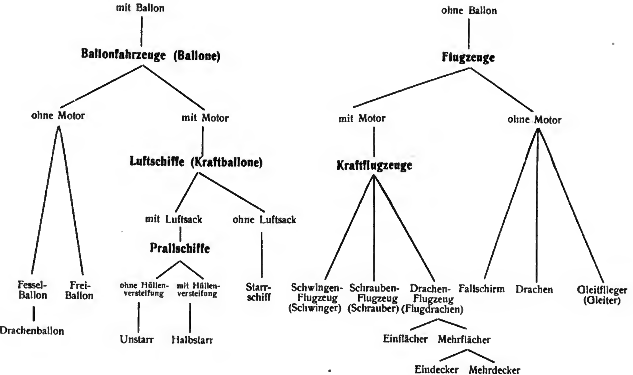
Die folgende geschichtliche Uebersicht, die nur die Hauptsachen heraushebt, soll nichts weiter als ein kleines Bild des bisher befolgten Weges zu dem Ziel, dem Flugmenschen, geben.

Ballonfahrzeuge.

1852. Henry Giffard.
Gesamtlänge 44 m,
Größter Durchmesser 12 m,
Inhalt 2500 cbm,
Dreiflügl. Schraube: Durchmesser 3,4 m,
min. Umlaufzahl 110,
Dampfmaschine 3 PS, 45 kg, n = 300.

1872. Dupuy de Lôme.
Gesamtlänge 31,12 m,
Größter Durchmesser 14,84 m,
Inhalt 3454 cbm,
Luftsack 345 cbm,
Oberfläche 1225 qm,
Durchmesser der zweifl. Schraube 9 m,
Antrieb durch 8 Mann,
Gesamtgewicht einschl. 14 Mann 3799 kg.

1871. Paul Hänlein.
Gesamtlänge 50,4 m,
Größter Durchmesser 9,2 m,
Inhalt 2400 cbm,
Lenoirscher 4 Zyl.-Gasmotor 3,6 PS.



Luftfahrzeuge
mit Ballon
ohne Ballon
Ballonfahrzeuge (Ballone)
Flugzeuge
ohne Motor
mit Motor
mit Motor
ohne Motor
Luftschiffe (Kraftballone)
Kraftflugzeuge
mit Luftsack
ohne Luftsack
Prallschiffe
Fessel-Ballon
Frei-Ballon
ohne Hüllen-versteifung
mit Hüllen-versteifung
Starr-schiff
Schwingen-Flugzeug (Schwinger)
Schrauben-Flugzeug (Schrauber)
Drachen-Flugzeug (Flugdrachen)
Fallschirm
Drachen
Gleitflieger (Gleiter)
Drachenballon
Unstarr
Halbstarr
Einflächer
Mehrflächer
Eindecker
Mehrdecker

1883/84. Gaston und Albert Tissandier.
Gesamtlänge 28 m,
Größter Durchmesser 9,2 m,
Rauminhalt 1060 cbm,
Chromsäurebatterie und Siemensmotor 1,5 PS.

1884. Krebs und Renard.
Größte Länge 50,42 m,
Größter Durchmesser 8,4 m,
Rauminhalt 1864 cbm,
Chlorsilberbatterie und Elektromotor 9 PS,
Schraubendurchmesser 6,5 (7) m, n = 40,
Erzielte Geschwindigkeit 6,22 skm.

1896. Dr. Wölfert.
Größte Länge 28 m,
Größter Durchmesser 8,5 m,
Rauminhalt 875 cbm,
Daimler-Gasmotor 10 PS (20 kg/PS).

1897. Schwarz.
Größte Länge 40 m,
Größter Durchmesser 13,5 m,
Rauminhalt rd. 5000 cbm,
Aluminiumhülle aus 0,2 mm Blech,
4 Schrauben, davon 3 Triebschrauben,
Daimler-Motor 16/20 PS.

1898/1901. Santos Dumont.
(Nr. 6, 1901). Größte Länge 33 m,
Größter Durchmesser 6 m,
Rauminhalt 622 cbm,
Luftsack 60 cbm,
Buchet-Motor 16 PS,
Schraubendurchmesser 4 m (n = 210),
Geschwindigkeit 7 skm.

Seit 1898. Major v. Parseval.
Größte Länge 48 m,
Größter Durchmesser 8,57 m,
Rauminhalt 2500 cbm,
Daimlermotor 110 PS,
Schraubendurchmesser 4 m.
(1909, Nr. 3.) Größte Länge 70 m,
Größter Durchmesser 11 m,
Rauminhalt etwa 5600 cbm,

Zwei 6-Zyl.-N.-A.-G.-Motoren von je 100 PS,
2 Schrauben. Durchmesser 4 m.

Seit 1899. Graf Zeppelin.
(1900.) Größte Länge 128 m,
Größter Durchmesser des Vielecks 11,3 u. 11,6 m,
2 Gondeln, 6,7·1,8·1 m, 220 kg,
Daimlermotor,
4 Schrauben.
(1908, Nr. 4.) Größte Länge 136 m,
Größter Durchmesser 13 m,
Rauminhalt 13000 cbm,
2 Daimlermotoren zu je 110 PS,
Verfügbarer Auftrieb 5000 kg,
Benzin 2000 l, Wasser 800 l.

1902. Severo.
Größte Länge 30 m,
Größter Durchmesser 12,4 m,
Rauminhalt 2334 cbm,
2 Schrauben in der Ballonachse.

1902. Lebaudy. (Konstrukteur Juillot.)
Größte Länge 56,6 m,
Größter Durchmesser 9,8 m,
Rauminhalt 2284 cbm.
Halbstarr.
Daimlermotor 36 PS,
2 Schrauben. Geschwindigkeit 11 skm.

1907. „Patrie."
Größte Länge 60 m,
Größter Durchmesser 10,30 m,
Rauminhalt 3150 cbm,
Panhard-Levassor-Motor 70 PS,
2 Schrauben. Durchmesser 2,5 m.

Flugzeuge.

1842. Henson.
Entwurf des Drachenfliegers. Abb. 2.

1871. Alphonse Pénaud.
Erstes fliegendes Drachenflieger-Modell mit Gummischnur-Motor. Abb. 3.

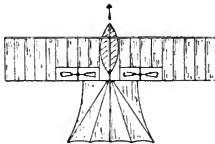


Abb. 2. Entwurf eines Drachenflugzeugs von Henson.

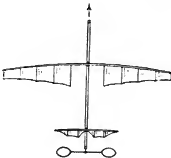


Abb. 3. Modell von Pénaud.

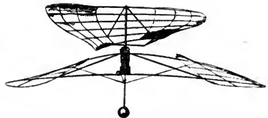


Abb. 4. Schrauber von Forlanini.

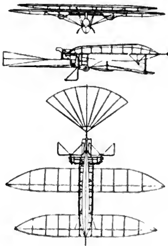


Abb. 5. Modell von Kreß.

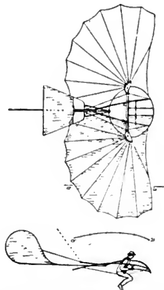


Abb. 6. Bemannter Eindeck-Gleitflieger von Lilienthal.

1878. E n r i c o F o r l a n i n i.
Erstes Schraubenfliegermodell,
Gew. 3 kg,
Dampfmaschine $^{1}/_{4}$ PS,
Durchmesser der unteren Schraube 1,70 m, der oberen 2,80 m,
Steigung = Durchmesser. Abb. 4.

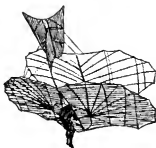


Abb. 7. Bemannter Doppeldeck-Gleiter von Lilienthal.

1879. K r e ß.
Fliegendes Modell. Abb. 5.

1890/94. O t t o L i l i e n t h a l.
Erster bemannter Gleitflieger. Abb. 6.
Doppeldecker. Abb. 7.

1890/91. H a r g r a v e.
Erstes Schwingenflugzeugmodell mit Preßluftmotor. Abb. 65 S. 77.

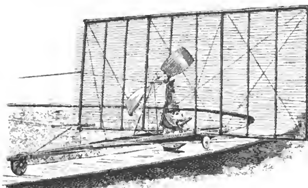


Abb. 8. Vielflächer von Philipps.

1893. H o r a t i o P h i l i p p s.
Vielflächiges Vielflächermodell. Abb. 8.

1893. W e l l n e r.
Segelradflugzeug. Abb. 67 S. 79.

1893/4. H i r a m M a x i m.
540 qm, 38 m Spannweite,
Gewicht 3625 kg einschl. 2 Mann.
2 Dampfmaschinen von zus. 360 PS u. 1300 kg Gewicht,
2 Luftschrauben von 5,60 m Durchmesser. Abb. 9.

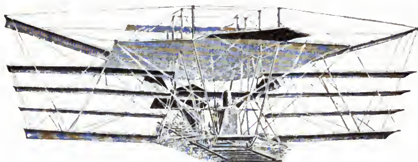


Abb. 9. Flugzeug von Maxim.

1896. L a n g l e y.
Fliegendes Modell,
Spannweite 4,25 m,
Gewicht 13 kg,
Dampfmaschine 2 PS,
Geschwindigkeit 10 skm,
Flog 1600 m. Abb. 10.

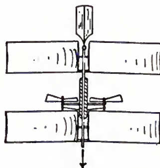


Abb. 10. Modell von Langley.

1897. A d e r.
Bemannter Flugdrachen mit Dampfmaschine, flog angeblich 300 m. Abb. 11.

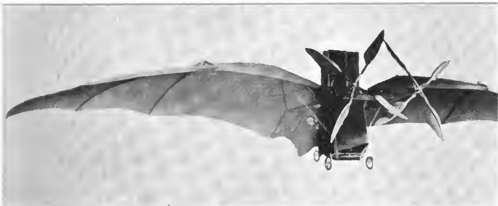


Abb. 11. Der „Avion“ von Ader.

1897. H o f f m a n n.
Fliegendes Modell. Abb. 12.

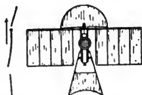


Abb. 12. Modell von Hoffmann.

S e i t 1903. W i l b u r u. O r v i l l e W r i g h t.
Erste fliegende bemannte Flugmaschine.

II. Luftschiffe.

1. Das Traggas.

a) Arten.

Trotz der außerordentlichen Erfolge der Flugmaschine ist doch zurzeit der Lenkballon das Luftfahrzeug, das die meisten praktischen Erfolge aufzuweisen hat.

Welche Art des Luftschiffes, das gasgetragene oder das gleich dem Vogel mit seinen Tragflächen auf dem Luftpolster ruhende, endgiltig siegen wird, ist mit Sicherheit noch nicht zu entscheiden. Möglich ist es auch, daß beide Arten nebeneinander bestehen und jede in ihrem Reiche herrschen wird, wie Gas und elektrisches Licht neben Petroleum- und Oellämpchen noch heute ihre Stelle behaupten. Bedenklich für das gasgetragene Luftschiff ist allerdings die Möglichkeit, die wir später aus den einfachen Rechnungen ersehen werden, mit den Motoren des Zeppelinschiffes ebenso viele Menschen wie dieses auf einem Flugzeug zu befördern, das noch nicht den zehnten Teil kostet, an keinen Gasfüllungsort gebunden und daher überall betriebsbereit, sowie wahrscheinlich schneller sein wird. Indessen das ist Zukunftsmusik. Gegenwärtig sind die Luftschiffe den Flugzeugen praktisch noch überlegen. Diese seien daher im folgenden zuerst behandelt.

Bei den Luftschiffen ist es schwer, zuverlässige Angaben über Konstruktionseinzelheiten zu erlangen, da sie in nur wenigen Fabriken sowie in geringer Anzahl hergestellt worden sind. Obwohl dieser Teil daher etwas weniger ausführlich ist, als der über die Flugmaschine, dürfte das darin Gesagte doch für das Entwerfen genügen.

Der Grundgedanke des Luftschiffes ist ein sehr einfacher. Ein kräftiger Motor, zurzeit ausschließlich ein Verbrennungsmotor, treibt eine Luftschraube, durch deren Rückdruck das Luftschiff, wie sein Vorgänger das Wasserschiff, vorwärts getrieben wird. Das Gewicht der Einrichtung wird ganz oder

wenigstens zum großen Teil durch den Auftrieb einer gasgefüllten Zeugblase aufgehoben, die zur Verringerung des Luftwiderstandes langgestreckte Gestalt besitzt.

Ein Körper verliert nach dem archimedischen Gesetz bekanntlich in der Luft so viel an Gewicht, als die von ihm verdrängte Luft wiegt. Ist dieser Gewichtsverlust, der Auftrieb, größer als das Eigengewicht des Körpers, so steigt er sogar in die Höhe. Am größten ist die Gewichtsverringerung natürlich bei einem luftleeren Hohlkörper. Es taucht daher immer wieder der Vorschlag auf, ein solches „Vakuum-Luftschiff" zu bauen. Eine ganz einfache Ueberlegung zeigt indes die Unmöglichkeit eines solchen Beginnens. Der Luftdruck beträgt auf jeden qcm rd. 1 kg. Auf 1 qm kommen demnach 10000 kg. Ein Ballon von der Größe des Parseval mit etwa 1200 qm Oberfläche müßte demnach eine Versteifungskonstruktion seiner Hülle haben, die dem ungeheuren Druck von 1200.10000 = 12000000 kg standhalten könnte. Daß eine solche zum Emporheben kaum geeignet sein dürfte, ist einleuchtend.

Die Versteifung des Luftschifftragkörpers durch den Druck eines eingeschlossenen leichten Gases ist die allein mögliche Lösung. Ein sehr angenehmes Füllungsmittel wäre nach dem Vorgang Montgolfiers erhitzte Luft, da der Behälter hierfür nicht gasdicht zu sein braucht, und die Füllung während der Fahrt leicht wieder ergänzt werden kann. Es hat indessen den schwerwiegenden Nachteil, der seine Verwendung bei Luftschiffen ausschließt, daß es unmöglich ist, seine Temperatur auf der Höhe zu halten, die zur Erzielung eines ausreichenden Auftriebs erforderlich ist.

Der Auftrieb erwärmter Luft beträgt bei 50° Celsius 0,203 kg und bei 100° Celsius erst 0,342 kg. Zur Erreichung gleichen Auftriebs wie mit gewöhnlichem Leuchtgas, das übrigens für Luftschiffe auch ausscheidet (spez. Gew. 0,43 bis 0,45 und etwa 0,7 kg Auftrieb), müßte die Luft auf 370° und zur Erzielung der gleichen Leistung wie Wasserstoff (spez. Gew. 0,069, Auftrieb 1,1 kg) auf 1600° erhitzt werden.

Für Luftschiffe kommt zurzeit nur Wasserstoff in Frage. Es wäre sehr zu wünschen, daß man statt dieses brennbaren Gases ein indifferentes nehmen könnte. Das einzige, das in Betracht käme, wäre das Helium mit seinem spez. Gew. von 0,138, das einen Auftrieb von 1,11 kg ergeben würde, wenn es billig herzustellen wäre.

Die Verwendung des Wasserstoffes als Füllmittel hat noch den Nachteil, daß er nicht überall zu haben ist. Zurzeit wird er fast ausschließlich von solchen chemischen Fabriken, z. B. von der in Griesheim bei Bitterfeld, bezogen, die ihn als Neben-

produkt erzeugen. Er entsteht dort bei der elektrolytischen Gewinnung von Chlor und Aetznatron aus Chlornatrium. Soll ein Ballon mit Wasserstoff an anderen Orten gefüllt werden, so muß ihm das Gas in Stahlflaschen zugeführt werden. Meist benutzt man hierzu Stahlflaschen von 36 l Inhalt, die auf einen Druck von 300 Atm. geprüft sind und rd. 64 kg wiegen, von einem Mann also noch fortgeschafft werden können. Der Gasinhalt beträgt 5 cbm, 20 dieser Flaschen gehen auf einen normalen hierfür gebauten Wagen. Eine solche Flasche hat einen Innendurchmesser von 19 cm und eine Wandstärke von 0,9 cm. Ihre Länge ist ungefähr 1 m. Beträgt die Bruchfestigkeit des benutzten Stahles 60 kg/qmm, so erhält man den Gasdruck, bei dem ein Platzen zu befürchten ist, aus

$$\frac{d \cdot l \cdot p}{2\,S \cdot l} = 6000$$

$$p = \frac{2\,S \cdot 6000}{d \cdot l} = \frac{10800}{19} = 570 \text{ Atm.}$$

Die Flaschen werden in Zwischenräumen von 3 Jahren geprüft, wobei der Betriebsdruck von 150 Atm. um 50 v. H. überschritten wird.

Abb. 13 zeigt die zu ihrer Prüfung benutzte Vorrichtung. Die zu untersuchende Flasche ist mit einem Rohr verbunden, an dessen Teilung man die Raumzunahme ablesen kann, die die unter Wasserdruck gesetzte Gasflasche erfährt. Nach dem Aufhören des Druckes muß der Wasserstand in dem Rohr wieder seine ursprüngliche Höhe erreichen. Die Hochdruckpumpe ist durch einen Elektromotor angetrieben.

Tabelle über Abmessungen und Gewichte von Wasserstoffflaschen.
(Für 300 Atm. Probedruck aus Rohr von 208 . 190 mm Durchm.

Wasserinhalt l	Länge mm	Mittelgewicht kg
36	1400	64
40	1555	71
45	1730	78
50	1910	86
60	2260	102
70	2610	117
75	2790	125
80	2960	133
90	3320	148
95	3500	156

Ueber die Abmessungen und Gewichte der gebrauchten Wasserstofflaschen, die aus einem Rohr von 208.190 mm Durch-

messer hergestellt werden, gibt vorstehende Tabelle aus dem Katalog der Ballonfabrik A. Riedinger, Augsburg, Auskunft.

Der Gasinhalt der Flaschen ergibt sich nicht einfach nach dem Mariotteschen Gesetz $\frac{v_1}{v_2} = \frac{p_2}{p_1}$, sondern man muß den durch die Rechnung erhaltenen Inhalt noch mit einem Faktor multiplizieren, der sich aus der Abb. 14 nach Cailletet ergibt. Die 36 l-Flasche müßte nach dem Mariotteschen Gesetz enthalten

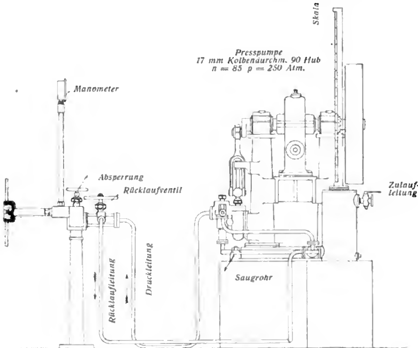


Abb. 13. Vorrichtung zum Prüfen der Gasflaschen.

36 . 150 = 5,4 cbm Gas. Statt dessen enthält sie aber nur 5,4 . 0,92 = 4,968 cbm.

Die Füllung größerer Luftschiffe mittels verdichteten Wasserstoffes gestaltet sich natürlich schwierig und vor allem recht kostspielig. Es ist leider nicht möglich, flüssigen Wasserstoff zu verwenden, selbst wenn er fabrikmäßig hergestellt würde, da flüssiger Wasserstoff bei einem Druck von 20 Atm. eine Temperatur von —234° hat, die also wesentlich niedriger als die der flüssigen Luft ist, und da seine Verdampfungs-

wärme außerordentlich gering ist. Auch bei der Benutzung doppelwandiger Dewarscher Gefäße würde es z. Zt. nicht gelingen, das Gas mehrere Stunden aufzubewahren. Ein Verschluß der Gefäße, etwa um das Entweichen des Dampfes zu hindern, verbietet sich natürlich ganz von selbst, da in diesem Falle das Gefäß einem Druck von über 1400 Atm. gewachsen sein müßte.

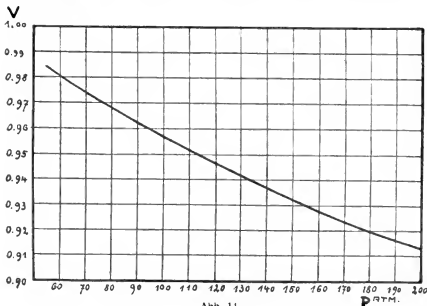


Abb. 14.

b) Erzeugung des Wasserstoffs.

Es bliebe als Ausweg daher nur übrig, an Orten, an denen Luftschiffe öfter gefüllt werden, eine Wasserstoffanstalt einzurichten. Das älteste Verfahren zur Herstellung von Wasserstoff aus verdünnter Schwefelsäure und Eisendrehspänen ist hauptsächlich beim französischen Heere in Gebrauch. Der Vorgang verläuft nach der Gleichung



$$H_2SO_4 + Fe = H_2 + FeSO_4.$$

Für einen ortfesten Betrieb sind für 1 cbm rd. 3 kg Drehspäne und 4,7 kg Säure erforderlich. Bei einem Preise von 8,30 Mk. für die Säure und 6,60 Mk. für die ölfreien Drehspäne kostet hierbei 1 cbm Wasserstoffgas 0,60 Mk. Dieses Gas bietet indessen eine große Vergiftungsgefahr durch den Arsengehalt.

Verwendet man arsenfreie Säure, so erhöht sich der Preis des Gases auf 0,78 Mk. für den cbm. Der Wasserbedarf ist gleich dem zehnfachen der Säure.

Ein französischer Gaserzeuger, der nach diesem Verfahren arbeitet, ist auf Abb. 15 dargestellt. Die verdünnte Säure wird

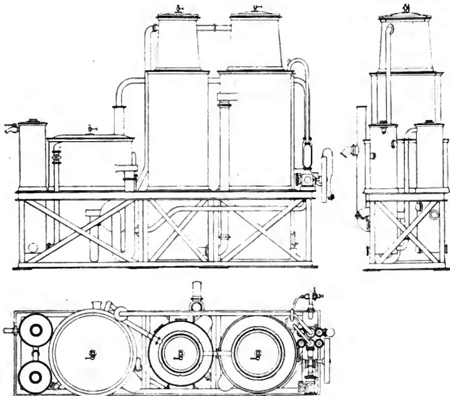
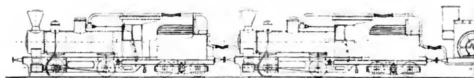
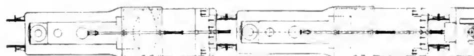


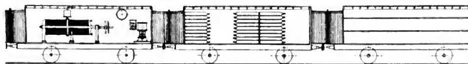
Abb. 15. Französischer Gaserzeuger für stdl. 125 cbm. 1 : 40.

erst in den einen Entwickler gepumpt, gelangt von dort in den zweiten und fließt verbraucht aus diesem oben ab. Das Gas gelangt zunächst in den Wascher und dann in den Trockner. Der Nachteil dieses Verfahrens liegt, wie schon bemerkt, darin, daß bei käuflicher Schwefelsäure eine erhebliche Menge des sehr giftigen Arsenwasserstoffes das Gas verunreinigt. Die folgende Tabelle gibt die Größen an, in denen die französischen Gaserzeuger gebaut werden.



Da





2 Gaserzeuger, 2 Gaspresser und 1 Gasbehälter.

3 Flaschenwagen zu 216 Flaschen 1 Flasche zu 36 l.

2 Wagen für Ballons und Geräte.

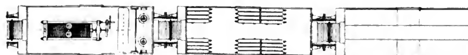


Abb. 17. Fliegende

Die Kosten sind allerdings ziemlich hohe, da 1 cbm Wasserstoff hierbei auf etwa 3 Mk. zu stehen kommt.

Ein wesentlich billigeres Verfahren ist das, bei dem Wasserdampf über glühende Eisendrehspäne geleitet wird. Seine Gleichung ist



$$3\,Fe + 4\,H_2O = F_3O_4 + 8\,H.$$

Die Art der Wasserstoffgewinnung, die zurzeit wohl am meisten angewandt ist, und die sehr reinen Wasserstoff liefert, ist die durch Elektrolyse von 10proz. Pottaschelösung. 12 Kilo-Watt erzeugen hierbei 2 cbm Wasserstoff und 1 cbm Sauerstoff aus 140 g Wasser.

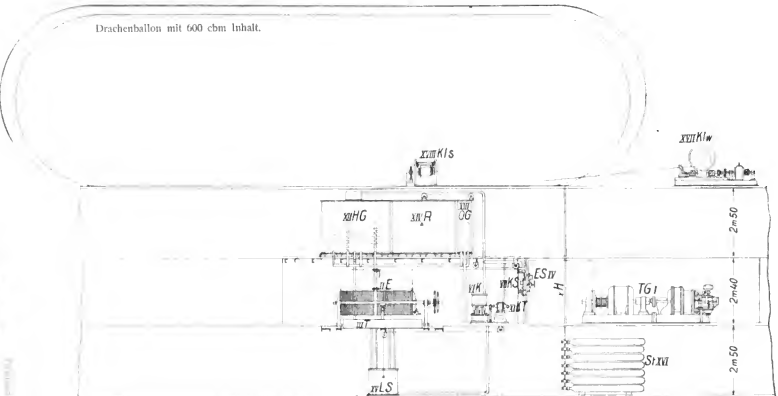
Ein Apparat für die elektrolytische Wasserstoffgewinnung ist auf Abb. 16 dargestellt. Er besteht aus einer Reihe von gußeisernen Elektroden, zwischen denen sich Asbestfilter befinden. Die erzeugten Gase gelangen durch Bohrungen in den Platten in getrennte Kammern. Folgende Tabelle zeigt die Abmessungen der gebauten Größen und Abb. 17 (Tafel 1) einen mit solchen Apparaten eingerichteten Eisenbahnzug, der dem Heere folgt.

Elektrolyt. Gaserzeuger (Patent Schmidt).

Erzeug. in 24 Stdn. cbm	Anzahl der Gaserzeuger	Anzahl der Platten	Kraftbedarf KW	Kraftbedarf PS	Kraftbedarf z. Verdichtung	Gesamter Kraftbedarf
150	2	95	44	60	5	65
260	3	95	66	90	7	97
300	3	108	80	110	10	120
600	6	216	170	232	13	246

Eine von Riedinger in Augsburg gelieferte elektrische Gaserzeugungsanlage auf einem russischen Kreuzer stellt Abb. 18 dar. In 24 Stunden vermag sie etwa 330 cbm zu erzeugen. Der Inhalt der 200 Stahlgasflaschen beträgt bei einem Druck von 180 Atm. 3140 cbm, reicht demnach für vier Ballonfüllungen.

I. TG = Turbodynamo.
II. E_1 E_2 E_3 E_4 El. Gasentwickler.
III. T Tropfblech.
IV. ES Schalttafel.
V. GS Dynamoschalttafel.
VI. K_1 K_2 Kompressoren mit Motorantrieb.
VII. KS Kompressoren-Schalttafel.
VIII. P_1 P_2 Kühlwasserpumpe mit Motorantrieb.
IX. PS Pumpenschalttafel.
X. H Hochdruckleitung.
XI. KT Kondenstöpfe.
XII. HG Wasserstoffabscheide-Behälter.
XIII. OG Sauerstoffabscheide-Behälter.
XIV. R Behälter.


Drachenballon mit 750 cbm Inhalt.
Drachenballon mit 600 cbm Inhalt.
XVIII Kls
XVII Klw
XIII HG
XIV R
XIII OG
II E
III T
XV LS
VI K
VIII KS
ES IV
H
TG I
St XVI
2m50
2m40
2m50
1 : 50

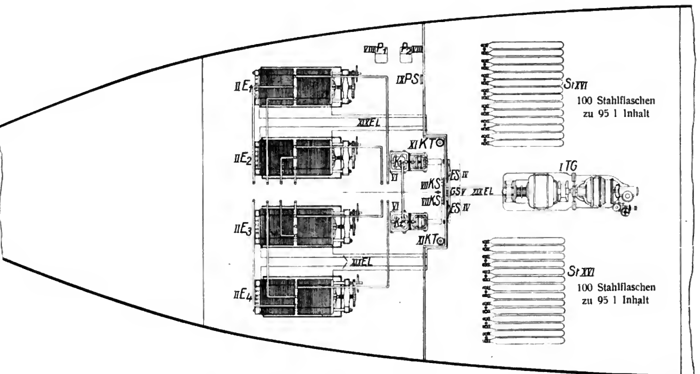


Abb. 18. Gaserzeugungs- und Verdichtungsanlage auf einem Ballondampfer.

XV.	LS	Laugensammler.
XVI.	St	Stahlgasflaschen.
XVII.	Klw	Kabelwinde für Drachenballons.
XVIII.	Kls	Kabelwinde für Signalballons.
XIX.	EL	Elektrische Leitungen.

Die anderen Verfahren zur Herstellung von Wasserstoffgas, z. B. durch Zerlegung von Azetylen C_2H_2 in C und H, spielen zurzeit noch keine Rolle, so daß es sich erübrigt, hier auf sie einzugehen.

Neuerdings werden Versuche angestellt, die schweren Kohlenwasserstoffe des Leuchtgases zu zersetzen, wodurch sein spez. Gewicht ganz erheblich verringert wird. Sollten diese Bestrebungen, ein billiges und leichtes Gas aus den Steinkohlen herzustellen, Erfolg haben, so würde das Steinkohlengas vielleicht auch bei den Luftschiffen Anwendung finden können.

Folgende Tabelle gebe eine Uebersicht über leichte Gase:

	Gewicht eines cbm in kg	Auftrieb eines cbm in kg
Wasserstoff	0,09	1,20
Helium	0,18	1,11
Grubengas	0,72	0,57
Ammoniak	0,78	0,51
Wasserdampf von 0° . .	0,80	0,49
" " 100° .	0,59	0,70
Neon	0,89	0,40
Luft bei 100° C	0,95	0,34

2. Die Hülle.

a) Stoffe.

Die Gashüllen der Luftschiffe werden fast ausschließlich aus Baumwolle (Perkalstoff) hergestellt. Seide gibt, wie sich verschiedentlich gezeigt hat, zu starken elektrischen Erscheinungen Anlaß, die schon wiederholt zu Zerstörungen des Ballons geführt haben.

Goldschlägerhaut (geklebte Därme) ist wegen seiner Leichtigkeit und Gasdichte als Hülle für die Innenballons der starren Luftschiffe, sowie zu den Luftsäcken der unstarren geeignet. Indessen hat einmal der hohe Preis, und dann auch die Möglichkeit einer schnellen Zerstörung durch Bakterien von seiner Verwendung bisher abgehalten.

Die Baumwollstoffe werden in den Fällen, in denen zur Erzielung höherer Festigkeit mehrere Lagen übereinander angeordnet sind, meist, in Deutschland stets, so angeordnet, daß

sich die Stoffasern unter einem Winkel von 45° kreuzen. Man verhindert damit ein Weiterschlitzen des Stoffes bei Verletzungen.

Als Dichtungsmittel wird fast ausschließlich Gummi benutzt, der heiß zwischen und auf die Lagen gewalzt wird. Zum Schutze dieser Gummidichtung gegen die chemisch wirkenden Sonnenstrahlen ist der Baumwollstoff meist gelb gefärbt.

Eine Dichtung des Stoffes durch Firnis hat den Vorzug der Billigkeit, ist indessen nicht ganz so gasdicht, bedarf der öfteren Erneuerung und erfordert eine sorgfältigere Behandlung beim Verpacken der Hülle. Aus diesen Gründen sind in Europa wohl alle Luftschiffhüllen aus gummierten Stoffen hergestellt.

Die Tabelle gibt Auskunft über Stoffe der bekanntesten deutschen Ballonstoffabriken. Die ganz leichten Doppelstoffe

Gummierte Stoffe.

		Gew. g/qm	Festigkeit kg/m	Preis M/qm
Clouth Köln a. Rh.	Gefirniste Baumwollstoffe zu Kugelballons	200—210	1200—1400	2,60 bis 2,85
	Baumwolldoppelstoff mit Gummizwischenlage Nr. 15	290—300	800—1200	10,— bis 11,—
	Baumwolldoppelstoff mit Gummizwischenl. u. äuß. Gumm.	330—350	950—1250	11,25 bis 12,50
	Dreif. Baumwollstoff mit Gummizwischenl. u. äuß. Gumm.	480—490	2300—2700	15,— bis 16,50
	Seidenstoff für Kugelballons und Flieger	190—200	1200—1300	10,— bis 11,—
	Einf. Baumwollstoff auf beiden Seiten gummiert, für Flugzeuge	150—160	500—620	4,— bis 4,40
Continental Hannover	Einf. gumm. Ballonstoff Nr. 68	200	500—600	
	Doppel-Ballonstoff gerade doubliert Nr. 21	220	650	
	Doppel-Ballonstoff diagonal doubliert Nr. 58	350	1200—1300	
	Dreifacher Ballonstoff Nr. 65	490	2240—3460	
	Einseit. gummiert. Nr. 56 II	140	1200	
	Beiderseit. „ „ 56 III	140	1200	
	Einseit. „ „ 100 a	155	1300—1400	
	Beiderseit. „ „ 100 b	155	1300—1400	
Metzler & Co. München	Gelber, einseitig gummierter Stoff, etwa 100 g Gummiauflage 1 qm	190	500	7,75
	Diagonal-Doppelstoff gelb auf grau, etwa 100 g Belag . .	280	900	10,60
	Grau einseitig gummiert, etwa 50 g Belag, für Flugzeuge	140	500	5,—
	Grau, einseitig gumm., Nr. 4	140		3,—
	Grau, doppelseit. gumm., „ 9	170		5,10
	Grau, einseitig. gumm., Nr. 11	132		2,20
	Einseitig gummiert	80		2,85

und die einfach gummierten kommen hauptsächlich für das starre System und für die Luftsäcke des unstarren in Betracht, weil diese Hüllen keinen besonders hohen Druck auszuhalten haben. Die stärkeren Doppelstoffe und die dreifachen werden für die unstarren Luftschiffe verwendet.

Während die Ballonstoffe eine Gasdurchlässigkeit von unter 10 l auf 1 qm Oberfläche innerhalb 24 Stunden bei 30 mm Ueberdruck besitzen, genügen für die Tragflächen der Flugmaschinen die leichtesten Stoffe mit geringer oder gar keiner Gummierung, da es bei ihnen auf völlige Gasdichte nicht ankommt (s. S. 105). Auch gefirnißte Stoffe sind bei ihnen zulässig, nur muß man beim Nachfirnissen vorsichtig sein, da sich bei schwacher Tragflächenkonstruktion schon der Fall ereignet hat, daß gut fliegende Maschinen durch Verziehen der Tragflächen das Fliegen verlernten.

b) Versteifungsarten.

Die Hülle des Luftschiffes muß völlig glatt sein, um dem Winde keine Angriffsfläche zu bieten. Runzeln sind selbstver-

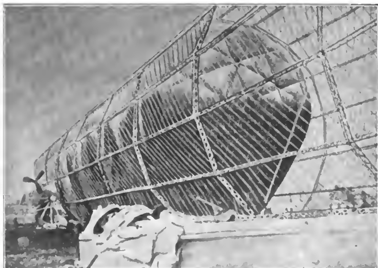


Abb. 19. Aluminium-Gerüst des Zeppelin-Luftschiffs mit den Gashüllen.

ständlich ausgeschlossen. Die glatte äußere Gestalt wird bei der starren Bauart durch ein inneres Gerüst gewahrt, das bei der Zeppelinschen Konstruktion z. B. (Abb. 19) aus 16 Alu-

minium-Längsträgern besteht, die als Gitterträger ausgebildet sind. Die einzelnen kleinen Stäbchen des Gitters bestehen aus Dreikantrohr. Die Längsträger sind durch kreisähnliche Träger verbunden und mit einer großen Anzahl von Drähten verspannt. Im Innern des Gerüstes befinden sich 17 Gashüllen, die sich gegen die Spanndrähte legen. Da diese einzelnen Gashüllen natürlich einen großen Luftwiderstand erzeugen würden, ist um das Gerüst herum eine oben wasserdichte Hülle aus Baumwollstoff gelegt. Die doppelte Hülle schützt das Gas gegen die strahlende Sonnenwärme, die das Luftschiff um mehrere 100 m heben könnte. Hierin liegt ein Hauptvorzug der starren Bauart. Auch die Unterteilung des Gasinhalts ist insofern

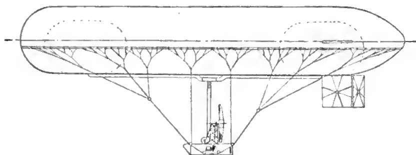


Abb. 20.

ein Vorteil, als bei einer Verletzung nicht der gesamte Gasinhalt entweicht.

Bei dem starren Luftschiff des Danziger Professors Schütte sind die Träger nicht aus Aluminium, sondern aus Holz gebaut. Sie sind spiralig angeornete Röhren aus verleimten Holzteilen. Nach den Erfahrungen im Fliegerbau scheint zwar in der Tat Wilbur Wright mit seiner Bemerkung recht zu haben: „Steel is better than aluminium and wood is better than steel". Indessen dürfte auch die Schüttesche Bauart den Nachteil der starren überhaupt haben, daß sie trotz größerer Elastizität nicht gegen Bruch gefeit ist, da die äußere Hülle des starren Luftschiffes nicht durch Reißen entleert werden kann. Kaum eine Ankervorrichtung dürfte fest genug sein, um der Kraft starken Windes gegen ein größeres Luftschiff außerhalb seiner Halle zu begegnen. (S. die Ankervorrichtung S. 63.)

Die Pralluftschiffe besitzen keinerlei Versteifungsgerüst für die Hülle. Diese erhält ihre Festigkeit und Gestalt vielmehr durch den inneren Ueberdruck des Traggases. Sie wird durch diesen so fest, daß sie nicht nur dem Winddruck mit Leichtigkeit widersteht, sondern auch das Gewicht der schweren Gondel

aushält, ohne sich zu verbiegen. Der bekannteste und erfolgreichste Vertreter dieser Bauart ist Major Dr. v. Parseval. Die Konstruktion seines Luftschiffes ist aus Abb. 20 ersichtlich, während weitere Einzelheiten seiner Ausführung auf anderen Abbildungen dargestellt sind. Der Innendruck wird bei dem unstarren Luftschiff durch Aufblasen eines oder mehrerer kleiner Ballone im Innern des großen Ballons erzeugt, die man Ballonet oder Luftsack nennt. Im Parseval-Luftschiff, wie im deutschen Militär-Luftschiff, Abb. 21, sind deren 2 vorhanden, je einer vorn und hinten, die gleichzeitig mit zur Höhensteuerung herangezogen werden. Ist z. B. der hintere Luftsack voll und der vordere leer, so befindet sich im vorderen Teil des Luftschiffes mehr leichtes Gas, die Spitze hebt sich, und das Schiff



Abb. 21. Deutsches Militärluftschiff (Erbauer Major Groß und Ing. Basenach) und Luftschiff des Majors v. Parseval.

fährt in die Höhe. Es sei hier bemerkt, daß die Höhensteuerung noch durch ein Laufgewicht von etwa 50 kg oder dadurch unterstützt wird, daß man Wasserballast von einem Ende der Gondel zum andern drückt. Die Bewegung des Wasserballastes erfolgt durch eine Pumpe oder indem man Preßluft auf die Wasserfläche des vorderen oder hinteren Behälters wirken läßt.

Die Hülle des unstarren Luftschiffes unterscheidet sich im Grunde durch nichts von der eines Freiballons. Ist das unstarre Luftschiff etwa infolge eines Motorschadens gezwungen, bei starkem Wind zu landen, so genügt ein Zug an der Reißleine, um ein großes Loch in die Hülle zu reißen, durch das sie sich in wenigen Minuten entleert. Ueber den dann am Boden liegenden schlaffen Stoff hat der Wind seine Gewalt verloren.

Bei dem Parseval-Luftschiff (Abb. 20) ist noch bemerkenswert, daß beide Luftsäcke durch eine Leine mit dem Gasventil in Verbindung stehen. Wenn beim Aufstieg in große Höhen das Traggas infolge des verminderten Luftdruckes sich so stark

ausdehnt, daß beide Luftsäcke, von denen jeder mit einem Ueberdruckventil versehen ist, nahezu leer sind, so öffnet sich durch den Zug der Verbindungsleine das Gasventil selbsttätig, so daß ein Platzen der Hülle durch zu starken Ueberdruck ausgeschlossen ist.

Der Mangel der unstarren Bauart ist hauptsächlich der, daß es nicht mehr möglich ist, die pralle Form wieder herzustellen, nachdem das Luftschiff in großer Höhe gewesen ist. In diesem Punkt können Verbesserungen einsetzen.

Die halbstarre Bauart, die außer einigen französischen auch das deutsche Militär-Luftschiff (Abb. 21) aufweist, unterscheidet sich von der unstarren des Parseval-Ballons dadurch, daß der Ballonkörper auf einem Träger aus Metallröhren ruht. Diese Konstruktion hat den Vorteil, daß man, ohne die Hülle stärker auf Biegung zu beanspruchen, nicht nur eine kurze Gondel verwenden, sondern diese auch etwas näher an den Ballon heranbringen kann, was aus verschiedenen Gründen wünschenswert erscheint. Es wird bei hochliegender Gondel nicht nur die Höhensteuerung erleichtert, sondern die Schrauben sind eher in die Nähe der Widerstandsmitte zu bringen, wodurch Kippmomente vermieden sind. Ferner kann man wie beim ganz unstarren System Reißbahnen anbringen. Der Nachteil des halbstarren Luftschiffs liegt in dem langen starren Gerüst, das, wie eine unfreiwillige Landung eines unserer Militär-Luftschiffe auf Rügen gezeigt hat, der Teil ist, der dabei entzwei gehen kann.

Die Vorzüge und Nachteile der starren und unstarren Bauart sind also kurz folgende: Der Vorteil der starren Bauart liegt in der doppelten Hülle, durch die die Einwirkung der Sonnenstrahlen auf das Traggas vermindert und ein größerer Gasverlust vermieden wird. Auch steht das Gas nicht unter Ueberdruck, wodurch bei Verletzungen der Gasverlust beschränkt wird. Die Unterteilung beschränkt ihn außerdem auf die verletzte Gaskammer. Ein Nachteil ist dagegen das hohe Gewicht der Versteifungskonstruktion und die Unmöglichkeit, bei Gefahrlandungen in Sturm die Angriffsflächen des Luftschiffes durch Ziehen an der Reißleine zu vermindern. Die unstarre Bauart hat dagegen den Vorteil der Reißbahn und des geringeren Gewichts, besitzt dafür aber den Nachteil, daß durch den Ueberdruck des Gases der Gasverlust leicht größer ist, und daß das Gas bei kleineren Schäden gewaltsam hinausgepreßt wird. Ferner ist bei erheblicheren Gasverlusten, die z. B. bei einem erzwungenen Aufstieg in größere Höhen erzeugt werden, der Luftsack nicht mehr imstande, die Hülle genügend

prall zu halten. In diesem Falle ist das Luftschiff nicht mehr betriebsfähig, da seine Höhensteuerung mittels Motoren und Steuerflächen versagt.

c) Gestalt.

Daß die bestehenden Luftschiffe schon die zur Durchschneidung des Luftmeeres günstigste Gestalt besitzen, ist kaum anzunehmen. Obwohl, um ein Beispiel aus der Ballistik



Abb. 22. Luftschiff des Grafen Zeppelin.

heranzuziehen, früher doch gewiß die eingehendsten Versuche gemacht worden sind, die beste Geschoßform herauszufinden, hat erst neuerdings das Spitzgeschoß bewiesen, daß die alte Gestalt doch sehr verbesserungsfähig war. Aehnlich werden die Verhältnisse sicher auch beim Luftschiff liegen. Daß die rein zylindrische Gestalt mit den zugespitzten Enden, wie sie Zeppelin verwendet (Abb. 22) nicht die für ein Luftschiff günstigste ist, macht die Tatsache wahrscheinlich, daß die schnellsten Fische nicht die rein zylindrischen, die Aale, sind. Vielmehr haben die schnellsten Fische zwar schlanke Formen, indessen ist ihr größter Durchmesser etwa im vorderen Drittel gelegen. Diese Gestalt bestätigt die Tatsache, daß die Größe des Widerstandes, den ein die Luft durchschneidender Körper

erfährt, mehr von der Gestalt seines hinteren Teiles als von der seines Kopfes abhängt. Als günstigste Kopfform hat sich weder eine reine Kugel noch der Kegel herausgestellt, sondern die einem Rotations-Paraboloid ähnelnde Form. Der hintere Teil muß schlanker sein als der vordere, um die Entstehung von Luftwirbeln und starken Luftströmungen zu verhüten.

Renard hat über die günstigste Gestalt des Luftschiffkörpers eingehende Versuche in der Weise angestellt, daß er beschwerte Holzmodelle ins Wasser fallen ließ und nach der Tiefe des Eindringens urteilte. Obwohl natürlich die Luft sich durchaus anders verhält als das Wasser, hat Renard auf diese Weise doch eine recht gute Gestalt seines Gasträgers ermittelt. Auf Abb. 23 ist sein Luftschiff „La France" abgebildet. Der größte Quer-

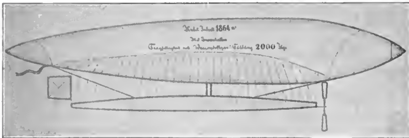


Abb. 23. „La France" Luftschiff von Renard und Krebs.

schnitt des 1864 cbm fassenden, 50,42 m langen Ballons betrug 55,4 qm im größten Durchmesser von 8,4 m. Die Gondel war 33 m lang. Als Antriebsmaschine der zweiflügligen 9 m-Schraube diente ein Elektromotor, der durch Chlorsilber-Elemente gespeist wurde. Die mit 9 PS erzielte Höchstgeschwindigkeit soll 6,5 skm betragen haben. Die Parabeln, nach denen der Querschnitt des Kopfes gebildet war, hatten die Gleichung

$$x = r\left(1 - \frac{y^2}{(3\ r)^2}\right)$$

während der Hinterteil des Rumpfes nach der Gleichung

$$x = r\left(1 - \frac{y^4}{(9\ r)^4}\right)$$

geformt war.

Renard selbst gibt den Widerstand seines ganzen Luftschiffs „La France" einschließlich der Gondel mit den Seilen und nach ihm gebauter ähnlicher an zu

$$W = 0{,}01685\ d^2\ v^2.$$

Spätere Versuche machen den Wert 0,0148 wahrscheinlicher. Der Gasträger allein besaß den Widerstand

$$W = 0{,}00283\,F \,.\, v^2 = 0{,}00223\,d^2\,v^2.$$

Während das Luftschiff v. Parsevals anfangs die auf Abb. 20 gezeigte Walzenform zeigte, hat es jetzt auch die eben gekennzeichnete Fischform, die man aus Abb. 24 erkennen kann. Diese Gestalt ist für das Durchschneiden der Luft so günstig, daß das 3600 cbm fassende Luftschiff mit einem 100 PS-Daimler-Motor außerordentlich schnell ist. Es soll eine Eigengeschwindigkeit von 16 skm = 52,6 Stdkm erreicht haben. Diese Fischgestalt hat auch der Walze gegenüber nicht in gleichem



Abb. 24. Luftschiff des Majors v. Parseval.

Maße das Bestreben, sich quer zur Fahrrichtung zu stellen, wie Versuche von Prandtl in Göttingen, der Modelle einem starken Luftstrom aussetzte, bestätigt haben. Unfreiwillige Richtungsabweichungen bedingen natürlich eine große Einbuße an Geschwindigkeit, selbst wenn das Luftschiff sonst einen geringeren Widerstand aufweisen würde.

Die Ansichten über das beste Verhältnis von Durchmesser zur Länge des Ballons gehen noch weit auseinander. Beim Zeppelin beträgt es z. B. 1:10 bis 1:11, beim Parseval dagegen 1:6, ebenso wie bei den französischen Luftschiffen.

Zur Beurteilung der Güte der Form eines Luftschiffes stehen zurzeit nur recht dürftige Angaben zur Verfügung. Will man zur Gewinnung eines Urteils verschiedene Luftschiffe miteinander vergleichen, so kann man dies nur unter Voraussetzung des meist unbekannten Wirkungsgrades der Luftschrauben zusammen mit ihren Uebertragungsvorrichtungen tun.

Um indes einigen Aufschluß über die zur Beurteilung der Gestalt eines Luftschiffes in Frage kommenden Größen zu gewinnen, sei folgende Rechnung aufgestellt:

Ist die zur Fortbewegung des Luftschiffes mit der Geschwindigkeit v nötige Triebkraft P, so ergeben sich die erforderlichen Pferdestärken L aus der Gleichung

$$P \cdot v = 75\,L.$$

Da der Luftwiderstand auf eine Fläche F proportional ihrer Größe und dem Quadrat ihrer Geschwindigkeit ist, so ergibt sich, wenn k ein Faktor ist, der unter Voraussetzung sonst gleicher Umstände von der Gestalt des Ballons abhängt,

$$k \cdot F \cdot v^2 \cdot v = 75\,L$$
$$k \cdot F \cdot v^3 \quad = 75\,L.$$

Daraus bekommt man den für die Beurteilung der Form wesentlichen Faktor k zu

$$k = \frac{75\,L}{F \cdot v^3}$$

Nimmt man z. B. die Angaben über ein Parseval-Luftschiff: Größter Querschnitt F = 71 qm, L = 100 PS, v = 16 skm, so erhält man

$$k = \frac{75 \cdot 100}{71 \cdot 4096} = 0{,}0258$$

Wäre die Geschwindigkeit 15 skm, so erhielte man 0,0314. Man sieht, welche erhebliche Rolle für die Beurteilung der Gestalt die schwer festzustellende Geschwindigkeit spielt.

Führen wir dieselbe Rechnung für den Zeppelin-Ballon durch unter Voraussetzung einer Geschwindigkeit von 15 skm (PS = 200, D = 13 m, F = 134 qm), so erhalten wir

$$k = \frac{75 \cdot 200}{134 \cdot 3375} = 0{,}033$$

Die erforderliche Antriebkraft beträgt hiernach beim Parseval

$$P = \frac{75\,L}{v} = \frac{75 \cdot 100}{16} = \left\{ \begin{array}{l} 468 \text{ kg (6,6 kg/qm bei 1,41 PS/qm} \\ \text{des größten Querschnitts)} \end{array} \right.$$

und bei Zeppelin

$$P = \frac{75 \cdot 200}{15} = 968 \text{ kg (7,22 kg/qm bei 1,49 PS/qm)}$$

ohne Berücksichtigung des Schraubenwirkungsgrades. Setzt man diesen noch in die Rechnung ein, so ergeben sich erst die wirklichen weit geringeren Widerstandskräfte eines Luftschiffes. Dieser Widerstand ist natürlich der des Gasträgers zusammen mit der Gondel und den Seilen. Der Widerstand des Gasträgers allein kann so nicht festgestellt werden.

Für Entwürfe neuer Luftschiffe ist besonders wertvoll die Tatsache, daß sowohl das Parseval-Luftschiff als auch das fünfmal größere Zeppelin-Luftschiff auf den Quadratmeter ihres größten Querschnittes nahezu dieselbe Anzahl PS haben. Es empfiehlt sich daher, die Anzahl der PS eines Luftschiffes auf 1,5 für 1 qm des größten Querschnittes zu veranschlagen.

Nach Finsterwalder[1]) ergeben sich nach den ausgeführten Luftschiffen die zum Antrieb erforderlichen Pferdestärken N, wenn F der größte Querschnitt in qm und v die Geschwindigkeit in skm ist, zu

$$N = \frac{F\,v^3}{2250}$$

Beim Parseval-Luftschiff ergibt diese Formel

$$v = \sqrt[3]{\frac{2250 \cdot 100}{71}} = 14{,}7 \text{ skm},$$

also einen wahrscheinlich etwas zu geringen Wert, beim Zeppelinschiff erhält man

$$v = \sqrt[3]{\frac{2250 \cdot 200}{134}} = 15 \text{ skm}.$$

Benutzt man die Luftwiderstandsformel auf S. 96

$$P = k \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot F \cdot v^2,$$

so muß man k für unstarre Prallschiffe zu $^1/_6$ und für solche mit äußerer Hüllenversteifung, also für manche Halbstarrschiffe zu $^1/_5$ annehmen.

$$\left(\frac{\gamma}{g} \text{ ist} \sim \frac{1}{8}\right)$$

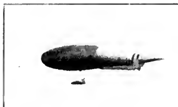


Abb. 25. Erstes italienisches Luftschiff.

Ein Luftschiff, in dem das Bestreben, der Luft hinten einen vorzüglichen Ablauf zu geben, buchstäblich auf die Spitze getrieben ist, zeigt Abb. 25, die das erste italienische Luftschiff

[1]) Finsterwalder, Zeitschrift des Vereins deutscher Ing. 1908.

darstellt. Es hatte 5000 cbm Rauminhalt, eine Länge von 60 m und einen größten Durchmesser von 15 m.

Daß man zur Verringerung des Luftwiderstandes möglichst alle vorspringenden Teile zu vermeiden und, wo dies nicht möglich, durch Stoffe miteinander zu verbinden und zu verkleiden hat, um dem Wind möglichst wenig Gelegenheit zum Angriff und zur Bildung von Luftwirbeln zu geben, ist wohl selbstverständlich.

8. Stabilität.

a) Wirkung äußerer Kräfte.

Die Ueberlegenheit des Luftschiffes über die heutige Flugmaschine liegt ausschließlich in seiner großen Stabilität. Die Gefahr des Umkippens ist nahezu ausgeschlossen. Es liegt dies daran, daß nicht nur das nach unten ziehende, im Schwerpunkt angreifende Gewicht des Luftschiffes vorhanden ist, sondern daß außerdem im Gegensatz zu den Flugzeugen noch eine stets nach oben gerichtete Kraft, der Auftrieb, wirksam ist. Der Luftwiderstand gegen die Tragflächen erzeugt zwar auch eine senkrecht nach oben gerichtete Teilkraft. Diese ändert aber mit den Flächen ihre Richtung, während der Auftrieb eines Luftschiffes unter allen Umständen senkrecht nach oben wirkt.

Auch die Luftschraube eines in diesem Punkte etwas günstigeren Schraubenfliegers könnte an diesem Umstande nicht viel ändern, da sie ja starr mit dem ganzen Flieger vereinigt sein muß und dann ihre Auftriebrichtung mit dessen Lage ändert.

Der Angriffsmittelpunkt der Auftriebkraft des Traggases ist der Punkt, an dem man sich das ganze Luftschiff aufgehängt denken kann. Es ist dann einem Wagebalken vergleichbar. Hieraus ergeben sich die für die Beurteilung der Stabilität nötigen Verhältnisse.

In Abb. 26 bedeutet S den Schwerpunkt eines Luftschiffes (Zeppelin), das sich um den Auftriebmittelpunkt dreht. Bewegt sich in diesem Schiff z. B. ein Mensch von $p = 75$ kg Gewicht aus einer Gondel in die andere, so erhält man wegen der gleichzeitigen Erleichterung der Gondel g_1 ein Drehmoment $2 . p . l$. Um Gleichgewicht zu erzielen, muß dieses Moment durch das ausgeglichen werden, das dadurch erzeugt wird, daß der Schwerpunkt aus seiner Lage senkrecht unter dem Auftriebmittelpunkt herausgedreht wird. Dieses Moment ist $G . x$. Ist r die Ent-

fernung des Schwerpunktes vom Drehpunkt, so ergibt sich $G.r \sin \alpha = 2p.l.\cos \alpha$.

$$\operatorname{tang} \alpha = \frac{2p \cdot l}{G \cdot r}$$

Die Zahlenwerte des Zeppelinschiffes ergeben

$$\operatorname{tang} \alpha = \frac{2 \cdot 75 \cdot 30}{12000 \cdot 3} = 0{,}125$$

$$\alpha = 7^0\,7'.$$

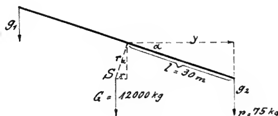


Abb. 26.

b) Wirkung der Dämpfungsflächen.

Schon so geringe Ursachen ändern also die Lage des Luftschiffes. Als wirksamstes Mittel, ein hierdurch verursachtes anhaltendes Pendeln des Fahrzeuges zu vermeiden, muß man Dämpfungsflächen anordnen, die bei kurz dauernden Kräften einmal den Ausschlag vermindern, und dann auch das Luftschiff bald wieder zur Ruhe kommen lassen.

Nicht zu empfehlen ist es, größere senkrechte Dämpfungsflächen einseitig an einem Ballonende anzubringen, da Böen dann das Luftschiff jedesmal aus seiner Fahrrichtung ablenken. Die Einhaltung dieser Richtung wird bei einem Luftschiff besonders gefördert durch die erwähnten Dämpfungsflächen, die weniger zutreffend auch Stabilisationsflächen genannt werden. Sie wurden zuerst von Renard und Krebs bei ihrem Lenkballon angewandt, und auch das Zeppelinsche Luftschiff zeigte seinen ruhigen, sicheren Flug erst, nachdem die Dämpfungsflächen am hinteren Ende des Schiffes angebracht waren. Die Dämpfungsflächen wirken natürlich jeder Aenderung der Fahrrichtung entgegen, auch der gewollten. Dadurch erschweren sie zwar etwas die Lenkung, indessen ist dieser Nachteil sehr viel kleiner als ihr Vorteil. Sie werden am hinteren Ende des Luftschiffes angebracht und wirken wie die Fiederung eines Pfeiles. Die Franzosen nennen sie daher „empennage“.

c) Wirkung der Schwerpunktlage.

Die Stabilität eines Fahrzeuges ist bekanntlich auch sehr von der Lage des Schwerpunktes abhängig. Wenngleich die Winkeländerung des Luftschiffes durch äußere störende Einflüsse bei tieferer Schwerpunktlage geringer wird, so ist doch



Abb. 27. Luftschiff von Marcey mit in der Ballonachse liegender Schraube.

unter allen Umständen eine möglichst hohe Lage des Schwerpunktes anzustreben, so hoch, wie es die Festigkeit des Ballonkörpers nur zuläßt, und zwar aus folgenden Gründen: Wie aus dem vorigen Beispiel hervorgeht, ist die Höhensteuerung des Luftschiffes, mag sie nun durch Gewichtsverschiebung oder durch die Drachenwirkung von Schrägflächen erzeugt werden, wegen des langen Hebelarmes um so leichter, je höher der

Schwerpunkt liegt. Auch ist das Luftschiff bei Seitenböen lange nicht so sehr geneigt, zu rollen, also um seine Längsachse zu schwingen, wenn der Schwerpunkt hoch liegt, da dann der Hebelarm kleiner ist, mit dem der Wind an der Ballonhülle angreift. Als Drehpunkt ist in diesem Falle die Gondel an-



Abb. 28. Feststellung des Schraubenzuges bei der Parsevalgondel.

zusehen, die wegen ihrer großen Masse eine starke Trägheit und außerdem nur kleine Windflächen besitzt.

Ferner ist es bei hochliegender Gondel, die das Hauptgewicht der Luftschiffe darstellt, leichter, die Schrauben in die Widerstandsmittellinie des Luftschiffes zu bringen, um störende Kippmomente, deren Beseitigung meist wieder Kraft oder besondere Vorrichtungen erfordert, zu vermeiden. Gut erscheint hierin die Zeppelinsche Konstruktion.

Eine Ausführung dagegen, die in dem Bestreben, die Schraube in den Widerstandsmittelpunkt zu bringen, andere wichtige Konstruktionsgrundsätze vernachlässigt, ist die auf Abb. 27 dargestellte von Marcey. Der Ballon besteht aus zwei Teilen, die in der ersichtlichen Weise miteinander so verbunden sind, daß die Schraube in dem Zwischenraum laufen kann. Ihre Flügel ragen über die Oberfläche hinaus. Der Antrieb der in der Ballonachse liegenden Schraubenwelle erfolgt mittels Riemen vom Motor aus, der an dem Gestell sitzt, das die Ballonhälften verbindet. Die ganze Anordnung erscheint nicht nur sehr unsicher, sondern erreicht nicht einmal ihren Hauptzweck, da infolge der unter dem Ballon befindlichen Gondel der Widerstandsmittelpunkt aus der Ballonachse herausrückt.

Um auch bei tiefliegender Gondel, bei der also der Schraubenangriff nicht in der Widerstandsmittellinie erfolgen kann, schädliche Kippmomente zu vermeiden, hat Parseval folgende geistreiche Anordnung in seinem Luftschiff getroffen: Die Gondel ist mit ihren Tragseilen nicht fest verbunden, sondern ruht auf Rollen, wie aus Abb. 20 und 28 hervorgeht. In Abb. 28 ist die Gondel zur Feststellung des Schraubenzuges wie am Ballon aufgehängt. Beim Anfahren des Luftschiffes würde bei fester Gondel wegen des an der Hülle angreifenden Luftwiderstandes ein Aufbäumen des Luftschiffes eintreten. Da die Gondel aber auf Rollen ruht, so bewegt sie sich in diesem Falle etwas vorwärts. Der Schwerpunkt rückt nach vorn, und sein Drehmoment wirkt dem Moment aus dem Schraubenzug und Luftwiderstand entgegen, so daß die Lage des Luftschiffes dadurch unverändert bleibt.

d) Wirkung des Antriebs.

Die Stabilität des Luftschiffes hängt außer von der Lage des Angriffpunktes der Schrauben auch noch von anderen Besonderheiten des Antriebs ab. Was günstiger ist, eine oder mehrere Schrauben zu verwenden, ist zurzeit noch nicht entschieden. (Auf die Theorie der Schraube selbst sei erst später eingegangen.) Bei unmittelbar auf der Motorwelle sitzenden Schrauben ist das Gegendrehmoment nicht sehr groß, es wächst aber, wenn man nur eine Schraube mit einer Uebersetzung antreibt, wie Parseval (Abb. 29) und bei den Flugschiffen neuerdings Blériot, in dem Grade der Uebersetzung. Bei den Flugzeugen ist ein Beispiel zur Beurteilung der Einwirkung des Motor-Drehmoments durchgerechnet.

Im Luftschiff spielt dieses Drehmoment keine so große Rolle. Bei dem Flugschiff ist indessen zu beachten, daß dieses

zurzeit weniger stabil ist, und bei abgestelltem Motor das durch ein Gewicht oder dgl. aufgehobene Drehmoment keine Steuerung hervorrufen darf. Aus diesem Grunde ist eine übersetzte

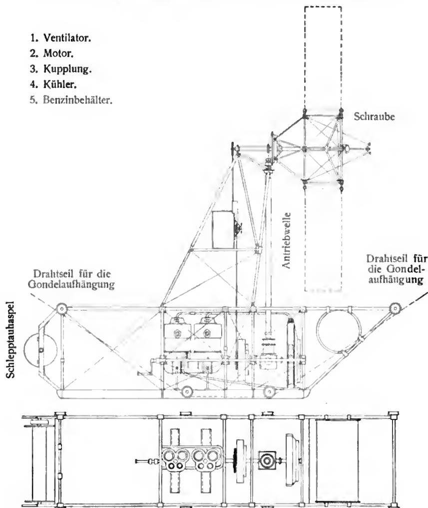


Abb. 29. Gondel des Parseval-Schiffs.

Schraube vielleicht nicht ganz unbedenklich, wenn der Schwerpunkt hoch liegt.

Daß das Gegenmoment des Motors die Lenkung des Luftfahrzeuges beeinflussen kann, möge folgende Ueberlegung zeigen.

Abb. 30 stelle die Vorderansicht eines Luftschiffes dar. Aus der Stellung A drehe sich das Luftschiff in die der Deutlichkeit wegen übertrieben schräg gezeichnete Lage B (Abb. 31), z. B. weil beide Schrauben wie in dem ersten englischen gleichsinnig umlaufen. Man erkennt, daß die linke Schraube von der durch den Schwerpunkt gehenden Flugachse weiter entfernt

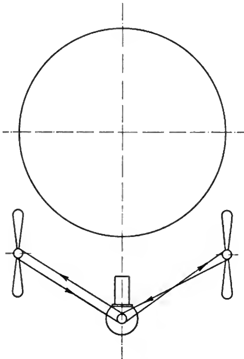


Abb. 30. (Stellung A.)

ist als die rechte Schraube. Die Folge ist eine Fahrtdrehung des Fahrzeuges nach rechts. Eine Linkswendung muß sich infolgedessen schwieriger ausführen lassen, weil das Fahrzeug bestrebt ist, von selbst nach rechts auszuweichen.

In ähnlicher Weise wirkt eine ungleiche Belastung des Fahrzeugs, durch die ebenfalls die beiden Schrauben verschiedenen Abstand von der Mittelachse erhalten. Bei Flugmaschinen ist dieser Umstand wieder von ganz besonderer Bedeutung. Auch bei Anwendung nur einer Schraube muß sich die Beeinflussung

der Steuerung durch das Motormoment oder durch eine Schräglage des Fahrzeuges zeigen, und zwar aus dem Grunde, weil die Schraube in der Nähe der Widerstandsmittellinie, nicht in der des Schwerpunktes liegt und bei jeder Drehung des Fahrzeuges sich ihre Lage zum Schwerpunkt und Widerstandsmittel ändern muß.

Bei der Berechnung der Abmessungen eines Luftschiffes spielen, wenn Nutzlast und Geschwindigkeit gegeben sind, die

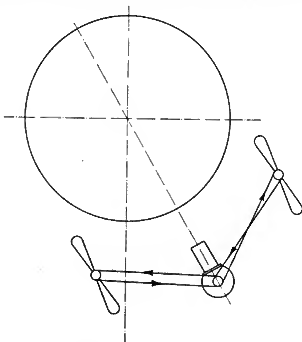


Abb. 31. (Stellung B.)

Motoren die Hauptrolle. Von ihrem Gewicht und Brennstoffverbrauch für die verlangte Fahrdauer ist der erforderliche Auftrieb und damit die Anzahl der Raummeter Gas in hohem Grade abhängig.

Die in der Luftschiffahrt gebräuchlichen Motoren sind erst bei den Flugmaschinen behandelt, bei denen das Motorgewicht zurzeit eine noch größere Rolle spielt, während man bei den Luftschiffen schon eher mit gewöhnlichen Automobilmotoren auskommt. Es sei daher auf das dort über die Motoren Gesagte verwiesen.

Ist man sich über Anzahl und Größe der Motoren klar geworden, so ergibt sich auch das ungefähre Gondelgewicht, so daß man damit alle für den ersten Entwurf nötigen Hauptwerte hat. Rechnet man nun für je 1,1 kg der zu hebenden Last 1 cbm Wasserstoff, so erhält man die Anzahl der erforderlichen Raummeter Gas.

4. Steuerung.

Eine vollständige Theorie der Lenkung eines Luftschiffes zu geben, ist nicht nur überflüssig, sondern auch unmöglich, wie schon die Tatsache vermuten läßt, daß es auch für das Wasserschiff noch keine gibt. Auf die Lenkung ist bei den Flugzeugen näher eingegangen, weil diese hierin noch höhere Anforderungen stellen. An dieser Stelle sei zusammenfassend nur bemerkt, daß eine Steuerfläche natürlich um so wirksamer ist, je weiter sie von der Achse, um die sie eine Drehung hervorrufen soll, entfernt ist. Von einigem Vorteil dürfte es sein, den Drehpunkt der Steuerflächen in die Nähe ihres vorderen Fünftels zu legen, weil ungefähr dort bei den in Betracht kommenden Stellwinkeln der Druckmittelpunkt (s. S. 106) liegt. Die Drehung der Steuerfläche erfolgt dann mit dem geringsten Kraftaufwand.

Die Höhensteuerung eines Luftschiffs geschieht am zweckmäßigsten durch Schrägstellung seiner Längsachse. In diesem Falle ziehen die Schrauben das Schiff schräg in die Höhe. Der Widerstand gegen die Höhenänderung ist so geringer, als wenn das Höhensteuer in der Nähe des Schwerpunktes angebracht ist, wie bei vielen französischen Luftschiffen. Das Steuer hebt in diesem Fall das Luftschiff, ohne die Längsachse aus der Wagerechten herauszubringen. Da das Schiff in seiner Querachse nun einen sehr großen Luftwiderstand besitzt, erfolgt die gewünschte Höhenänderung bei der eben genannten Steueranordnung viel träger als bei der zuerst besprochenen.

Ob das Höhensteuer vorn oder hinten angebracht ist, spielt keine große Rolle. Vorn dürfte es noch etwas günstiger wirken, weil es bei der Einstellung zur Auffahrt das Hubvermögen ein wenig vergrößert. Indes ist dieser Zuwachs nicht bedeutend. Zeppelin hat an seinem Luftschiff vier Höhensteuer, vorn und hinten je zwei. (Abb. 32.)

Da die Höhensteuerung mittels schräger Flächen nur während der Fahrt wirkt, da sie also mit von der Fahrge-

schwindigkeit abhängt, andererseits aber manchmal, z. B. bei der Anfahrt, auch bei geringen Geschwindigkeiten die Möglichkeit erwünscht ist, die Schräglage des Fahrzeugs ändern zu können, so hat man meist noch eine Steuerung durch Gewichtsverschiebung vorgesehen. So pumpen manche Wasserballast von vorn nach hinten und umgekehrt; Zeppelin hat ein Laufgewicht zwischen seinen Gondeln, ebenso früher das



Abb. 32. Zeppelinschiff Modell 1907 von hinten gesehen.

deutsche Militärluftschiff. Parseval steuert nur auf diese Weise. Die von ihm benutzte Einrichtung ist auf S. 32 ausführlich geschildert worden. Diese Steuerung hat den Vorteil, daß sie mit dem geringsten Kraftbedarf erfolgt, da jedes eingestellte Steuer doch einen Widerstand in der Bewegungsrichtung erzeugt.

Mehrfach ist auch vorgeschlagen worden, das Luftfahrzeug dadurch zu steuern, daß die Achsen der Antriebschrauben in eine andere Richtung gestellt werden. Zu diesem Zwecke braucht man z. B. nur Kreuzgelenke in die Schraubenwellen einzuschalten,

um jede beliebige Richtungsänderung des Fahrzeugs, bei Vorhandensein mehrerer Schrauben auch seiner Schräglage, herbeizuführen.

Indes ist diese Steuerungsart bisher praktisch noch nicht versucht worden, wohl wegen der Unannehmlichkeit der konstruktiven Durchbildung.

5. Berechnungen.

a) Luftsack.

Um beim Entwurf das Gewicht der Hülle, das auch noch gehoben werden muß und daher noch eine weitere Gasmenge erfordert, feststellen zu können, muß berücksichtigt werden, daß bei einem Prallschiff der Raum der Luftsäcke das gesamte Volumen noch um etwa ein Drittel vergrößert, wie sich aus folgendem Beispiel ergibt: Ein Luftschiff von 3150 cbm Gasinhalt, also von der Größe der „Patrie" (Abb. 45), das bei 760 mm Luftdruck aufsteigt, gelange in eine Höhe von 2500 m, wo der Luftdruck nur 558 mm beträgt. Nach dem Mariotteschen Gesetz verhält sich

$$\frac{V_o}{V_x} = \frac{p_x}{p_o}$$

Daher wird

$$V_x = \frac{3150 \cdot 760}{558} = 4290 \text{ cbm.}$$

Es müßten demnach $4290 - 3150 = 1140$ cbm Gas entweichen.

Sinkt es nunmehr wieder auf 500 m, also auf einen Luftdruck von 716 mm, so ist jetzt der Gasraum

$$V = \frac{3150 \cdot 558}{716} = 2460 \text{ cbm,}$$

der Luftsack muß also um $3150 - 2460 = 690$ cbm sich ausdehnen. Da er bei der „Patrie" z. B. nur 650 cbm faßte, wäre es nach einem solchen Aufstieg unmöglich, die Hülle prall zu halten, wodurch eine Steuerung des Schiffes aufhört.

Nun hat man aber noch die Erwärmung des Luftschiffes durch die Sonnenstrahlen zu berücksichtigen. Rechnet man mit einer Erwärmung des Traggases um 30°, wobei für jeden Grad das Gas bekanntlich um $^1/_{273}$ seines ursprünglichen Volumens ausgedehnt wird, so ergeben sich für 3150 cbm $\frac{30 \cdot 3150}{273} = 345$ cbm. Der Luftsack müßte demnach zur Ermöglichung einer solchen

Höhenfahrt einen Raum von 690 + 345 = 1035 cbm haben, also ein Drittel des gesamten Gasraumes fassen können.

Daß ein kriegstüchtiges Luftschiff geeignet sein muß, solche Höhen zu befahren, folgt u. a. aus folgenden Bedingungen, die nach einem im April 1909 erlassenen Ausschreiben der französische Kriegsminister gestellt hat: 1. Eine Geschwindigkeit von 50 km in der Stunde; 2. fünfzehnstündige Flugdauer bei einer Geschwindigkeit von 50 km in der Stunde, mit sechs Personen; 3. mögliche Fahrhöhe bis zu 2000 m; 4. einen Gesamtinhalt von höchstens 6500 cbm und eine Gesamtlänge von 90 m bei einer Gesamthöhe von 20 m und 13 m größter Breite.

b) Innendruck und Beanspruchung der Hülle.

Nachdem so alle erforderlichen Größen festgelegt sind, kann man zu zeichnerischen Entwürfen schreiten. Nun spielt die Art der Aufhängung der Gondel und die Verteilung und Führung

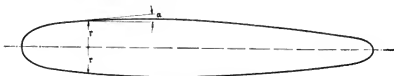


Abb. 33.

der Tragseile eine große Rolle, da hiervon die Beanspruchung der Hülle abhängt. Eine Nachrechnung der Hülle, die sowohl durch den inneren Ueberdruck als auch die biegenden Seilkräfte beansprucht wird, ist auch zur Ermittlung des erforderlichen Gasdruckes nötig.

M sei das Moment der die Hülle biegenden Kräfte (Gondelzüge, Hüllengewicht und Auftrieb) in Kilogrammetern und r der Radius irgendeines der kreisförmigen Querschnitte, so ist nach Finsterwalder der Innendruck p

$$p = \frac{M}{r^3 \pi}$$

Die Beanspruchung P des Stoffes am Längsumfange des Ballons, also die des Gurtes, an dem die Gondelseile sitzen, ist dabei in Kilogramm

$$P = r^2 \pi p.$$

Die Hülle muß eine Spannung S ertragen von

$$S = \frac{r \cdot p}{2 \cdot \cos \alpha}$$

worin α der Winkel der Meridiantangente gegen die Drehachse ist. (Abb. 33.) Da in der Mitte $\alpha = 0$ ist, so vereinfacht sich die Formel zu

$$S = \frac{r\,p}{2}$$

Sei z. B. in Abb. 34 die Gondel nur in der Mitte befestigt, welcher ungünstigste Fall selbstverständlich ausgeschlossen ist, so erhält man

$$p = \frac{45000}{125 \cdot 3,14} = 114 \text{ kg/m}^2 = 114 \text{ mm Wassersäule.}$$

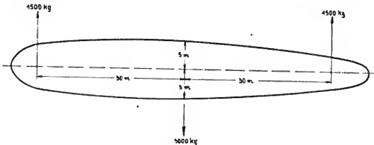


Abb. 34.

Der Stoff zusammen mit dem Längsgurt muß demnach aushalten:

$$25 . 3,14 . 114 = 9000 \text{ kg.}$$

Der Stoff selbst erfährt dann eine Beanspruchung von

$$\frac{5 \cdot 114}{2} = 285 \text{ kg/m.}$$

Nach Eberhardt[1]) ist der erforderliche geringste Innendruck bei einem Biegungsmoment Q . l und einem Ballondurchmesser D

$$p = \frac{5 \cdot Q \cdot l}{D^3}$$

Die Höchstspannung des Stoffes in der Längsfaser ist

$$S = \frac{5}{8} \cdot \frac{Q \cdot l}{D^3} + 2\,S_1,$$

worin S_1 eine anzunehmende Sicherheitsspannung ist.

Als Beispiel seien die Verhältnisse der Abb. 35 gewählt: D = 10 m, Gondellänge = 8 m. Die Aufhängung der Gondel in Abb. 35 ergibt als größtes Biegemoment, wenn man die Seilzüge in ihre Teilkräfte zerlegt,

[1]) Eberhardt, „Motorwagen“ 1908. Nr. 19 bis 22.

Ueber die Beanspruchung, der man Leinen und Drahtseile aussetzen kann, gibt die folgende Tabelle eine Uebersicht.



Abb. 38. Gondel des großen Parseval-Schiffes mit 2 unstarren Luftschrauben.

Hanfseile, Reißlänge rd. 9000 m.			**Stahlkabel**, Reißlänge rd. 20 000 m.			
Festigkeit kg	Durchmesser mm	Gewicht für 100 m kg	Durchmesser mm	Gewicht für 100 m kg	Drahtstärke mm	Anzahl der Drähte
50	2,4	0,5	0,48	0,12	—	1
75	3,0	0,7	0,57	0,19	—	1
100	3,3	0,9	0,67	0,27	—	1
125	3,6	1,2	0,76	0,36	—	1
150	3,9	1,4	0,86	0,46	—	1
175	4,3	1,6	0,96	0,57	—	1
200	4,6	1,8	1,06	0,69	—	1
250	6,0	3,0	1,8	1,2	0,2	42
360	7,2	4,3	2,3	2,0	0,3	28
490	8,3	6,0	2,5	2,2	0,3	35
580	9,1	7,3	2,8	3,0	0,3	42
660	9,7	7,6	3,0	3,5	0,3	49
840	11,0	9,9	3,5	4,0	0,4	35
1000	12,0	12,0	3,7	5,0	0,4	42
1175	12,8	13,5	4,2	6,0	0,4	49
1400	14,3	16,3	4,3	7,0	0,5	35
1650	15,2	18,8	4,5	8,0	0,5	42
1950	16,6	22,7	5,0	9,0	0,5	49
2400	18,6	28,8	6,0	11,0	0,5	60
2800	20,1	32,5	6,6	13,0	0,5	70
2900	20,7	34,8	6,7	14,0	0,5	72
3350	21,9	38,3	7,2	16,0	0,5	84
3900	23,7	45,3	7,3	18,0	0,5	98
4500	25,5	49,1	7,5	21,0	0,5	114
5300	27,6	63,0	8,5	24,0	0,5	133

Unter den Seilen unterscheidet man zwei Gruppen. Die eine dient dazu, das Gewicht der Gondel zu tragen, während

die andere die Zugkräfte aufzunehmen und zu übertragen hat, die zwischen Gondel und Gasträger auftreten. Es ist selbstverständlich, daß die Seile so anzuordnen sind, daß der Ballonkörper möglichst geringe Beanspruchung erleidet.

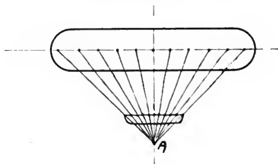


Abb. 39.

Dies ist der Fall, wenn er einen Balken mit gleichmäßiger Last darstellt. Eine Leinenführung, die diesen Zweck zu erreichen sucht, zeigt schematisch Abb. 39.

Die zweite Gruppe von Leinen, die den Schraubenzug überträgt, muß kreuzweise verlaufen. Man läßt sie häufig von



Abb. 40. Unstarres französisches Militärluftschiff „Ville de Paris".

einem zweiten inneren Gurt ausgehen, wie man sehr leicht an den Abb. 40 und 41 erkennen kann.

b) Ventil.

An der höchsten Stelle, wo der Gasdruck am stärksten ist, befindet sich das Ventil. Es soll bei Freiballons z. B.

so groß bemessen sein, daß der Ballon in der ersten Minute durch das Ventil $^1/_{30}$ seines Inhalts verliert. So gibt die Ballonfabrik Riedinger in Augsburg an, daß ihr bekannter Drachenballon ein Ventil von 345 mm Durchmesser hat, durch das bei 5 mm Ueberdruck in der ersten Sekunde 5,1 cbm entweichen. Bei 14 mm Ueberdruck entweichen in derselben Zeit 6,8 cbm Gas.

Die Berechnung der Größe des Ventils, das aus einem Metallteller mit rechtwinklig abgebogenem scharfen Rand besteht und



Abb. 41. Französisches unstarres Luftschiff „Bayard-Clément".

durch Spiralfedern auf eine Gummiunterlage gedrückt wird, erfolgt nach der Formel von Kübler: Austrittgeschwindigkeit des Gases

$$v = \frac{396}{\sqrt{d}} \sqrt{\frac{p_1}{P}},$$

worin d die Gasdichte des Traggases bei 713 mm Barometerstand und 10° C bedeutet. Die Dichte d ist $= 0{,}0001 \cdot 713 \, \frac{1}{1 + 0{,}0036 \cdot 10}$

$p_1 = p + D \cdot A$.
D = Durchmesser des Ballons,
P = Außendruck = 10 000 kg/qm,
A = Auftrieb eines Kubikmeters Wasserstoffgas bei 713 mm Barometerstand und 10° Temperatur = 1,1 kg.

c) Reißbahn.

Um den Ballon schneller entleeren zu können, was häufig erforderlich ist, hat man bekanntlich eine sogenannte Reiß-

bahn angeordnet, die den sechs- bis achtfachen Querschnitt der Ventilöffnung besitzen soll. Große Ballone müssen mindestens zwei Reißbahnen besitzen. Durch eine einzige würde der Ballon noch nicht schnell genug entleert werden, da man die Größe der Reißbahn nicht beliebig steigern kann.



Abb. 42. „Zeppelin II“ mit Hecksteuer.

Unter den Reißbahnen gibt es verschiedene Konstruktionen. In jedem Falle wird ein Stoffstreifen nicht genäht, sondern nur aufgeklebt. Zur weiteren Befestigung dienen z. B. nach der Konstruktion des Oberst Schaek Druckknöpfe, wie sie an Handschuhen benutzt werden. Diese verhindern unter allen Um-

ständen ein durch mangelhaftes Kleben sonst ermöglichtes selbsttätiges Aufgehen der Reißbahn. Die Knöpfe bieten den weiteren Vorteil, die Stoffränder so festzulegen, daß sie sich beim Aufkleben nicht verschieben, so daß auch weniger Geübte die Klebearbeit vornehmen können, die bei vier Mann drei Stunden dauert.

d) Dämpfungs- und Steuerflächen.

Ueber den Zweck und die Anbringung der Dämpfungs- und Steuerflächen eines Luftschiffes ist schon in früheren Abschnitten

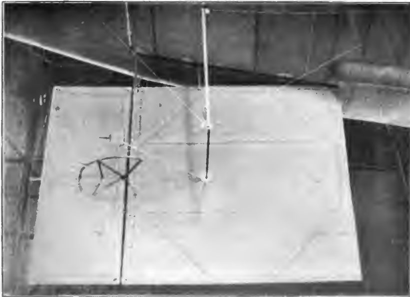


Abb. 43. Senkrechte Dämpfungsfläche und Seitensteuer des Parseval-Luftschiffs.

die Rede gewesen. An dieser Stelle sei noch besonders an Hand von Abbildungen ihre konstruktive Durchbildung erläutert.

Besonders gut lassen sie sich an dem Gerüst der starren Luftschiffe befestigen.

Die Anbringung und Konstruktion der Dämpfungs- und Steuerflächen bei dem starren Zeppelinschiff ist auf Abb. 32 und 42 deutlich zu erkennen.

Abb. 43 zeigt die untere senkrechte Dämpfungsfläche des Parseval-Luftschiffs, an die sich das Seitensteuer schließt. Diese Flächen waren im Innern früher durch Holz versteift. Da bei

einem Bruch das Holz den Ballon zerschlitzt hatte, ist es neuerdings durch Stahlrohr ersetzt worden. Der Stoff wird glatt durch den Fahrwind, der das Tuch spannt.

Eine eigenartige Ausbildung haben die Dämpfungsflächen bei dem französischen „Ville de Paris“ erfahren (Abb. 40). Der soeben erwähnte Unfall des Parseval-Luftschiffs, bei dem der Holzrahmen einer Steuerfläche brach und in die Hülle ein Loch riß, läßt erkennen, daß eine Befestigung starrer Teile am unstarren Gasträger zu großer Vorsicht mahnt. Die Befürchtung

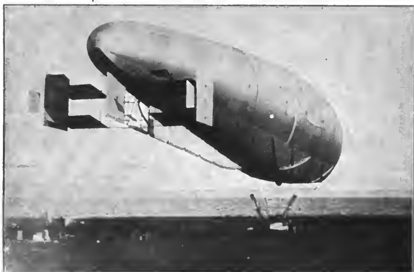


Abb. 44. Italienisches Militärluftschiff.

solcher Unfälle hat wohl die Konstruktion der Abb. 40 gezeitigt. Am hinteren Ende des Ballons sitzen 4 Zylinder, deren Innenraum mit dem Hauptkörper verbunden ist. Die Größe dieser Gaszylinder ist so bemessen, daß sie ihr Eigengewicht zu tragen imstande sind.

Der Umstand, daß die Dämpfungswalzen einen beträchtlichen Luftwiderstand haben, hat bei einer Neuausführung durch die Gesellschaft „Astra“, dem Clément-Bayard Ballon (Abb. 41), dazu geführt, ihnen Kegelgestalt zu geben.

Die Größe der Dämpfungsflächen zu berechnen, ist nicht gut angängig. Ihre Größe kann man lediglich nach Erfahrungswerten bemessen. Als Anhalt diene, daß die wagerechten

Dämpfungsflächen des Parsevalschiffes jede etwa 16 qm, und die senkrechte vor dem 7,5 qm großen Steuer etwa 18,5 qm Fläche besitzen.

Eigenartig ist die Anbringung der Dämpfungs- und Steuerflächen in dem neueren italienischen Militärluftschiff. (Abb. 44.)

Die Größe der Höhensteuer, die zur Erzielung einer bestimmten Schräglage bei gegebener Fahrgeschwindigkeit erforderlich ist, ergibt sich nach den Formeln über den Luftwiderstand schräger Flächen, die bei den Flugzeugen angegeben sind.

e) Gondeln.

Bei der Konstruktion der Gondeln hat man zwischen zwei einander widerstreitenden Forderungen zu wählen. Einmal soll die Gondel recht lang sein, um die Gashülle möglichst wenig zu beanspruchen. Der günstigste Fall ist in dieser Hinsicht der, daß die Gondel fast ebenso lang ist wie der Ballon. Solche Gondeln zeigen z. B. Abb. 40 und 41. Anderseits aber ist es von Vorteil, die Gondel möglichst kurz zu bauen, da sie dann nicht nur geringstes Gewicht besitzt, sondern auch bei der Landung am wenigsten gefährdet ist. Eine lange Gondel ist bei einer Schleppfahrt in heftigem Wind über unebenem Boden, die bei Motorschäden nie ausgeschlossen ist, so gut wie verloren, während sich eine kurze eher wie der Korb eines Freiballons verhält.

Eine kurze Gondel ist z. B. die des Parseval-Luftschiffs auf Abb. 28 und 29. Sie ist ganz aus Stahlrohr gefertigt. Der 100 PS Daimler-Motor treibt mittels Kegelradgetriebes die senkrechte Welle, die ihrerseits durch Kegelräder die Schraube in Bewegung setzt. Die Uebersetzung in den oberen Kegelrädern beträgt 1:4, so daß die Schraube bei 1200 minutlichen Umdrehungen des Motors eine Umlaufzahl von 300 besitzt. Die Schraube ist eine eigenartige Konstruktion des Majors von Parseval. Auf der großen Nabe sitzen 4 Tuchstreifen, die an ihren Vorderkanten durch Eiseneinlagen beschwert sind. Außerdem sind noch Quereinlagen vorhanden. Während des Stillstandes hängen die Flügel schlaff herunter. Sie stellen sich erst beim Umlauf durch die Schwungkraft in die richtige Lage ein. Die große Schnelligkeit des Parsevalschiffes beweist, daß die Konstruktion, die die Anwendung großer, langsam laufender Flügel gestattet, einen guten Wirkungsgrad haben muß. Die halbstarren Schrauben der neuen Parsevalschiffe sollen indes noch günstiger wirken.

Die kurze Gondel ist natürlich verhältnismäßig leicht und wegen der Kürze der tragenden Teile sehr widerstandsfähig.

Da die sehr unempfindliche Schraube hoch oben, also verhältnismäßig nahe dem Widerstandsmittel liegt, so sind an der Gondel keinerlei Landungsvorrichtungen angebracht, wie sie z. B. die „Patrie“ nötig hatte, um vor allem die großen seitlichen Schrauben vor der Berührung mit dem Boden zu bewahren. Zu diesem Zweck besaß die Gondel einen Sporn, mit dem sie beim Landen aufsetzte, und um den sich das ganze Luftschiff drehte, wenn es im Winde gehalten wurde. (Abb. 45.)



Abb. 45. Französisches halbstarres Luftschiff „Patrie“.

Die Gondel des Militärluftschiffes, Abb. 21, ist mit Kufen versehen, die sich gut bewährt haben.

Besonders um den Luftwiderstand zu vermindern, sind die Gondeln mit Blech oder Stoff verkleidet. Vorteilhaft dürfte es sein, die Verkleidung wasserdicht zu machen, um beim Aufsetzen auf eine Wasserfläche durch den dabei entstehenden Auftrieb das Schiff zu entlasten. Auf diese Weise fängt Zeppelin häufig den Landungsstoß auf.

An der Gondel befinden sich die Ballastvorräte, die z. T. in Brennstoff, Wasser und Sand bestehen. Das Luftschiff wird so abgewogen, daß der Auftrieb dem Eigengewicht fast gleich ist. In die Höhe kommt es dann durch die Drachenwirkung

seiner Unterfläche beim Fahren. Ein solches Abwägen ist deshalb nötig, weil der Brennstoffverbrauch, der zu 0,3 kg auf die PS-Stunde angenommen werden kann, das Luftschiff stärker entlastet, als die Auftriebverminderung infolge des Gasverlustes durch die Hülle beträgt.

Sorgfältige Berücksichtigung verlangt auch der Ort der Schleppseiltrommel. Ein solches Seil von etwa 100 kg Gewicht

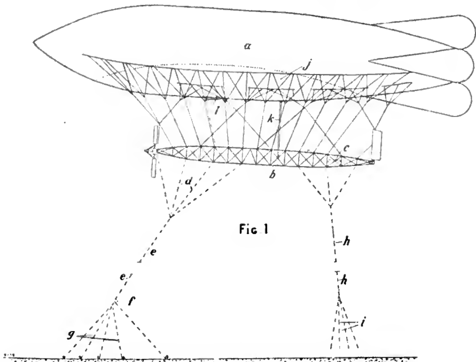


Abb. 46. Verankerung eines Luftschiffs nach Surcouf.

und 200 m Länge für einen Ballon mittlerer Größe hat den Zweck, dadurch, daß es beim Niedergehen zuerst den Boden berührt, das Luftschiff nach und nach zu entlasten. Außerdem kann es an diesem sowie an Seilen, die an der Hülle sitzen, von bereitstehenden Mannschaften gefaßt und gehalten werden.

Bei Luftschiffen mit mehreren Gondeln oder solchen mit getrennten Gaskammern gestaltet sich das Abwägen des Luftschiffes insofern schwieriger, als beim Schweben die Luftschiffachse genau wagerecht sein muß. Wie das Beispiel auf Seite 39

gezeigt hat, ändern verhältnismäßig geringe Belastungsunterschiede in der Achse die Schräglage des Fahrzeuges erheblich. Es ist daher diesem Punkte eine besondere Sorgfalt vor der Abfahrt beizumessen. Der Unfall des großen Zeppelinschiffs bei Echterdingen wird z. B. dem schlechten Abwägen zugeschrieben. Weil das Schiff vorn zu schwer war, mußte die Höhensteuerung ständig eingestellt bleiben. Hierdurch hatten die Motoren dauernd einen größeren Vorschub zu leisten, wurden überlastet und versagten dann zum Teil.

Bei mehreren Gondeln ist es von Vorteil, die Ballastabgabe von einer Stelle aus bewirken zu können. Das Zeppelinschiff hat daher auch in der Führergondel eine Art Schaltbrett, von dem Zugleinen nach den Ballastsäcken der einzelnen Gondeln verlaufen.

Einen Vorschlag von Surcouf, die Gondel des Luftschiffs zu verankern, um Unglücksfälle zu vermeiden, veranschaulicht Abb. 46. Vermittels der Leinen d, e, f und g ist der Ballon verankert. Da sich diese am vorderen Gondelende befinden, so stellt sich der Ballon mit der Spitze stets gegen den Wind, wodurch er den geringsten Druck erfährt. Um die Entstehung von Winddallen, also von Einbeulungen zu verhindern, die den Luftwiderstand außerordentlich vermehren würden, wird die Hülle anstatt durch den während der Ruhe des Motors doch nicht laufenden Ventilator durch den Wind selbst prall gehalten. Zu diesem Zweck ist das sich nach innen öffnende Ventil l angebracht, das den Luftsack in ähnlicher Weise aufbläht wie im Sigsfeld-Parsevalschen Drachenballon. Das Kabel h mit den Leinen i dient als Halteseil.

7. Fahrkunst.

Ueber das, was bei der Führung eines Luftschiffes beachtet werden muß, sei an dieser Stelle nur so viel gesagt, als zur Beurteilung des Zweckes verschiedener Konstruktionsteile nötig ist. Nach erfolgter Füllung wird das Luftschiff an den Halteseilen aus seiner Halle, in der die Füllung in den meisten Fällen vor sich gegangen ist, herausgezogen. Nachdem dann die Gondel mit dem erforderlichen Ballast versehen und die Höhensteuerung eingestellt ist, bewegt es sich schräg nach oben. Hierbei ist zu beachten, daß dies, wenn der Platz nicht sehr groß ist, nach Möglichkeit gegen den Wind geschehe, da das Luftschiff infolge seiner großen seitlichen Angriffsfläche sehr bald Richtung und Geschwindigkeit der Luft annimmt. Das

gleiche gilt beim Landen. Auch dies geschieht zweckmäßig gegen den Wind.

Zum Verständnis der Richtung, in der sich ein Luftfahrzeug bewegt, gleichgiltig welcher Art, ob Luft- oder Flugschiff, ist zu bemerken, daß es unter allen Umständen nach ganz kurzer Zeit die mittlere Geschwindigkeit der Luftströmung annimmt. Dazu addiert sich seine Eigengeschwindigkeit, so daß sich die wirkliche Fahrrichtung gegen die Erde als Wirkung der Mittelkraft dieser beiden Teilkräfte darstellt.

Der wirkliche sekundliche Weg eines Luftschiffes bei der Windgeschwindigkeit v_w und der Eigengeschwindigkeit v_l ist demnach v (Abb. 47). In dieser Abbildung stellt der Pfeil p

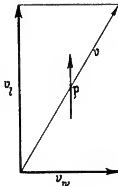


Abb. 47.

das Luftschiff dar. Da es mit dem Winde schwebt, so kann von diesem her keine Luftbewegung fühlbar werden. Das Luftschiff hat vielmehr nur eine Bewegung in der Richtung v_l gegen die Luft. Im Luftschiff kann daher auch nur eine Windbewegung von der Spitze des Schiffes her fühlbar werden. Nur kurz dauernde seitliche Windstöße machen sich als Ausnahme bemerkbar.

Der Fahrbereich eines Luftschiffes, also die Strecke, die es mit einem gegebenen Brennstoffvorrat zurücklegen kann, ist in hohem Maße von Richtung und Stärke des herrschenden Windes abhängig, insbesondere von folgenden vier Umständen:

1. davon, ob das Luftschiff wieder an seinen ursprünglichen Ausgangspunkt zurückkehren soll,
2. von der Größe seines Brennstoffvorrates,
3. von seiner Eigengeschwindigkeit und
4. von der Windgeschwindigkeit und -Richtung.

Handelt es sich um ein Verkehrs- oder Sportluftschiff, das seinen Ausgangspunkt also nicht wieder zu erreichen braucht, so liegen bei Windstille die mit demselben Brennvorrat zu erreichenden Orte auf einem Kreise, dessen Mittelpunkt der Stand-

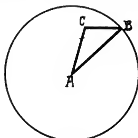
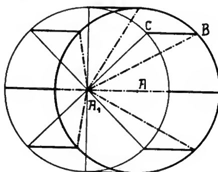


Abb. 48.

ort des Schiffes ist. Genüge z. B. der Benzinvorrat für eine Fahrt von 24 Stunden und sei die Eigengeschwindigkeit v_l des Luftschiffs 16 skm, so ist der Fahrbereich $r = 24 . 16 . 3{,}6 = 1382$ km. Herrscht dagegen die Windgeschwindigkeit v_w, so gelangt



$v_l > v_w$

Abb. 49.

das Luftschiff, das von A in Abb. 48 in der Richtung AB fährt, statt nach B nach C. Die Strecke BC ist dann bei der Fahrzeit $t = v_w . t$. Führt man diese Betrachtung für beliebig viele Punkte durch, so erkennt man, daß die bei der Windgeschwindigkeit v_w erreichbaren Orte sämtlich von denen, zu denen das Luftschiff bei Windstille gelangt wäre, um die Strecke $BC = v_w . t$ entfernt sind, also auch auf einem Kreise liegen. Um die gleiche

Strecke BC verschiebt sich natürlich auch der Mittelpunkt dieses Kreises.

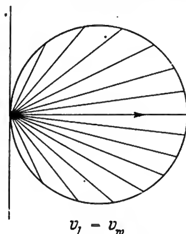


Abb. 50.

Es ergibt sich also, daß der geometrische Ort für alle Punkte, die ein Verkehrsluftschiff mit gegebenem Brennvorrat für t Stunden bei einer Geschwindigkeit von v m von seinem

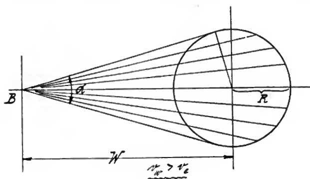


Abb. 51.

Ausgangsort A erreichen kann, der Kreis mit dem Halbmesser $r = v_l \cdot t \cdot 3{,}6$ km ist, dessen Mittelpunkt A' um die Strecke $AA' = v_w \cdot t \cdot 3{,}6$ km in der Windrichtung verschoben ist (Abb. 49).

Für den Fall, daß die Eigengeschwindigkeit des Luftschiffs größer als die des Windes ist, ergibt sich der Fahrbereich der Abb. 49. Ist $v_l = v_w$, so erhält man die Verhältnisse der Abb. 50.

Ist dagegen $v_l < v_w$, so rückt die Lage des Ausgangspunktes gänzlich aus dem bei Windstille erreichbaren Kreise heraus, so daß die Fahrstrahlen auf Abb. 51 die Fahrmöglichkeiten ergeben.

Welche Orte man z. B. von Berlin aus erreichen kann, wenn die Eigengeschwindigkeit des Luftschiffs gleich der Wind-

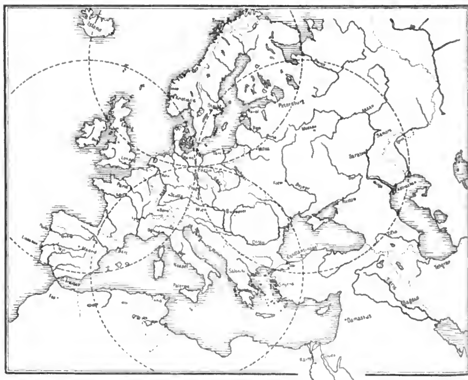


Abb. 52. Uebersicht über die bei einer Windgeschwindigkeit von 16 skm bei gleicher Eigengeschwindigkeit des Luftschiffes von Berlin in 24 Std. erreichbaren Orte (r = 1382 km).

geschwindigkeit ist, ein Fall, der sehr selten vorkommt, da der Wind fast stets schwächer als 16 skm weht, erkennt man aus der Abb. 52. Man sieht, daß selbst in diesem ungünstigen Falle doch für eine große Anzahl von Orten die Verkehrsmöglichkeit besteht. Bei Westwind käme man z. B. bis Astrachan und Petersburg, bei Südwind bis Petersburg und über die Nordspitze Norwegens hinaus.

Die mittleren stündlichen Windgeschwindigkeiten hat z. B. Buchan auf einer $3^1/_2$ jährigen Seereise durch täglich zwölfmalige Beobachtungen festgestellt. Seine Ergebnisse sind aus der folgenden Tabelle ersichtlich:

Mittlere **Windgeschwindigkeiten** nach Buchan.

Mittl. stündl. Geschwindigkeit	N Atlantic	S Atlantic	N Pacific	S Pacific	Südsee
Offenes Meer	9,2	9,3	7,3	8,2	11,8
In der Nähe des Landes	7,5	7,4	4,9	5,6	8,9
Höchst- } Geschw. bei Land	8,5	8,2	5,9	6,9	10,5
Mindest- } Geschw. bei Land	6,5	6,5	5,0	4,7	7,2

Eine Uebersicht über die Häufigkeit der verschiedenen Windstärken nach der Beaufort-Skala (vergl. S. 99) gibt die Tabelle von Bebber.

Häufigkeit der verschiedenen Windstärken (nach der Beaufort-Skala in Prozenten im Jahre) von Bebber.

Stärke	Nordsee	Ostsee	Mittel
1—2	39	41	41
3—4	44	41	41
5—6	14	15	13
7—8	3	3	5
	0,3	0,4	0,4
Zusammen	100	100	100

Der Fahrbereich des Luftfahrzeugs wird nun noch wesentlich dadurch vergrößert, daß der Wind in verschiedenen Höhen seine Richtung wechselt. Die Drehung des Windes erreicht häufig in 1000 m 15°.

Weit ungünstiger liegen indessen die Verhältnisse für ein Luftfahrzeug, das gezwungen ist, zu seinem Ausgangspunkt zurückzukehren. In dieser Lage ist z. B. meist ein Kriegsluftschiff. Ein solches darf nur fahren, wenn seine Eigengeschwindigkeit die des Windes übertrifft. Ist die Windgeschwindigkeit gleich seiner eigenen, so hat es seinen Ort nicht zu verlassen. Nach Eberhardt[1]) liegen die für ein solches Kriegsluftschiff erreichbaren Orte auf einer Ellipse, deren Mittelpunkt der Ausgangsort des Luftschiffs ist und deren kleine Achse in der Windrichtung liegt. In Abb. 53 ist R der Halbmesser des Fahrbereichs bei Windstille, und die Windgeschwindigkeit v_w ist gleich der Hälfte der Fahrgeschwindigkeit v_l angenommen Die Ellipse um den Mittelpunkt B, den Standort des Luftschiffs,

[1]) Motorwagen, 1908, Heft 27 bis 29.

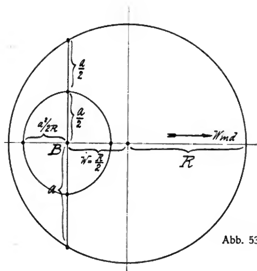


Abb. 53.

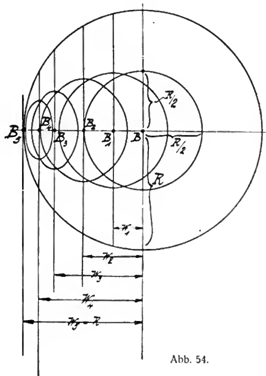


Abb. 54.

bezeichnet die Grenze der erreichbaren Orte. Die Halbachsen der Ellipse sind, wenn a die Senkrechte vom Mittelpunkt der Ellipse bis zum Kreise ist, $\frac{a^2}{2\,r}$ und $\frac{a}{2}$.

Auf Abb. 54 sind die Ellipsen für verschiedene Windstärken eingezeichnet. Man erkennt, wie bei der Windgeschwindigkeit

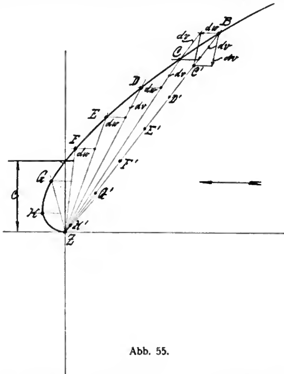


Abb. 55.

gleich der Eigengeschwindigkeit des Schiffs der Fahrbereich gleich Null wird.

Ein Luftschiff, das nicht zurückzukehren braucht, beherrscht dagegen den vorhin gekennzeichneten Fahrkreis mit dem Halbmesser R.

Man erkennt hieraus, wie ungemein wichtig für ein Kriegsluftschiff eine große Eigengeschwindigkeit und ein erheblicher Benzinvorrat ist.

Um einen bestimmten Ort zu erreichen, kann die Fahrlinie eine Gerade sein. Dazu ist aber nötig, daß der hierzu erforderliche Kielwinkel ständig aufrecht erhalten werde. Praktisch jedoch fährt man wohl stets so, daß das Schiff mit seiner

Spitze beständig auf das Ziel zusteuert. Dabei weicht die Fahrbahn indessen von der Geraden ab, und das Schiff, das

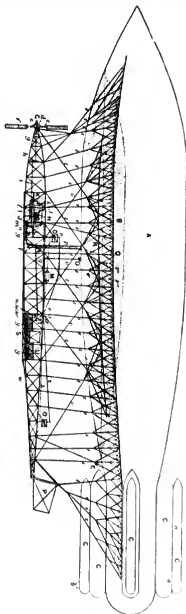


Abb. 56. Französischer Unstarrer „Ville de Paris“.

von B nach Z steuert (Abb. 55), beschreibt eine Kurve, die zwar etwas länger als die gerade Linie, aber weit bequemer zu fahren ist.

8. Neuere Ausführungen von Luftschiffen.

Abb. 56—58 sind Ansichten des unstarren französischen Luftschiffs „Ville de Paris". Sein Rauminhalt beträgt 3200 cbm,

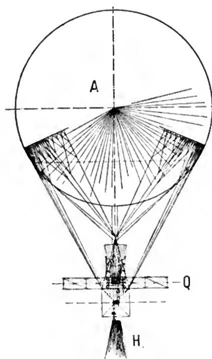


Abb. 57.

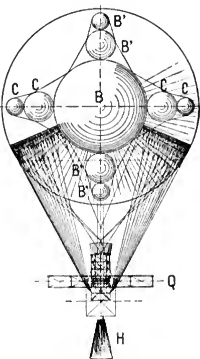


Abb. 58.

Französischer Unstarrer „Ville de Paris".

seine Gesamtlänge 60,4 m, sein größter Durchmesser 10,5 m und seine Oberfläche 1828 qm. Die Hülle wiegt 829 kg. Im Innern des Ballonkörpers A liegt der Luftsack B von 500 cbm, der mittels des Ventilators F durch den Schlauch p gefüllt wird. C sind die Dämpfungszylinder. Sie stehen mit dem Gasraum und untereinander bei a in Verbindung und sind so be-

messen, daß sie sich selbst tragen. D ist das bei 25 mm Wassersäule öffnende Ueberdruckventil des Luftsacks, das auch von Hand durch die Schnur g betätigt werden kann. E ist das Gasventil des Ballons, das sowohl selbsttätig öffnet, als auch vom Führer durch die Schnur r gezogen werden kann. G (g) ist die Schraubenwelle, die mittels der Zahnräder h von der Motorwelle i getrieben wird. H ist der Motor mit dem tief liegenden Vergaser J, dem Kühler K und dem Brenn-

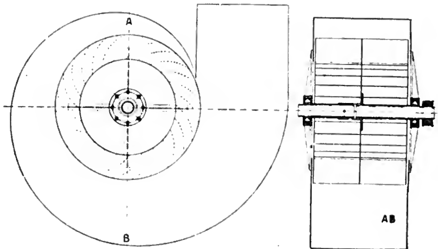


Abb. 59. Ventilator.

stoffgefäß M. L ist der Maschinist, T der Führer. Mittels der Leine N, die zum Ventilator F führt, kann er den Luftdruck regeln. O und O¹ sind Höhensteuer, P ist das Seitensteuer. Q ist der Gurt für die Tragseile s, und R der für die Zugseile t und v. S = Schleppseil. U sind Ballastsäcke. b am hinteren Ballonende ist die Füllöffnung. c, d und e sind Nabenteile der Schraube f. k ist der Ventilator des Kühlers, l sind die Befestigungsschienen des Motors, m und n die für den Maschinistenstand. o ist die Leine für das vordere und z die für das hintere Höhensteuer. s' sind die Verzweigungen der Seile s, s" die von s' und s‴ die von s". u, u' und u" sind die Steuerruder; w ist das nach dem Seitensteuer P führende Seil.

Der Ventilator zum Aufblasen des Luftsacks ist auf Abb. 59 noch besonders dargestellt. Er ist imstande, bei 1530 minutl.

Umdrehungen 120 cbm Luft von 30 mm Wassersäule in der Minute zu liefern.

Das Luftschiff, das Abb. 60 darstellt, und das Abb. 41 im Fluge zeigt, ist eins der drei „Bayard-Clément“, „Ville de Bordeaux“ und „Colonel-Renard“, die in den Werkstätten „Astra“ nach den Erfahrungen mit der „Ville de Paris“ von Surcouf und Kapferer erbaut sind. Die Schraube ist mit einer Vorrichtung versehen, um beim Probefahren ihren Zug zu messen.

Der größte Durchmesser beträgt 10,58 m, die Länge 56,25 m, der Rauminhalt 3500 cbm, die Oberfläche 2250 qm und das Gewicht der Hülle 805 kg.

Der Luftsack ist 23 m lang und faßt 1100 cbm. Er ist durch eine Wand in zwei Teile getrennt, deren jeder ein von Hand zu betätigendes und bei 30 mm Wassersäule öffnendes Ueberdruckventil E besitzt. Die Gasventile D öffnen erst bei 40 mm Ueberdruck von selbst. F sind die Luftschläuche, G ist die mit 380 Umdrehungen laufende 5 m große Schraube mit dem Untersetzungsgetriebe H. I ist das Höhensteuer von 16 qm, J der Kühler des 105 PS-Motors K, der auf Federn ruht und vom Platz L aus bedient wird. M ist der Ventilator, N das Schleppseil und O der Führerstand. Die Fahrgäste halten sich bei P auf. Das Seitensteuer Q besteht aus zwei Flächen und mißt 18 qm. R ist ein Wasserbehälter und S sind Steuerräder. Die Gondel ist 28,50 m lang, 1,50 m breit und 1,50 m hoch, in der Mitte etwa 60 cm überhöht.

Abb. 61—63 (S. 77) stellen ein kleineres Luftschiff dar, das von Louis Godard unter Mitwirkung des Belgiers Robert Goldschmidt erbaut ist. Seine größte Länge beträgt 54,8 m, sein größter Durchmesser, der sich auf $^2/_5$ der Länge von vorn befindet, 9,75 m, seine Oberfläche 1400 qm. Er ist konstruiert, 4 Personen mit 40 km Geschwindigkeit 10 Stunden zu befördern. Die größte Fahrhöhe soll 1000 m betragen. Der Ventilator S drückt 2500 cbm in der Stunde mit 75 mm Wassersäule. Die beiden Schrauben R haben 5 m Durchmesser und laufen mit 285 Umdrehungen. Jede wird durch einen Vivinus-Motor N von 55 PS angetrieben. Bei den Versuchen hat sich übrigens die merkwürdige Tatsache gezeigt, daß der Ballon bei Abschaltung einer Schraube eine größere Geschwindigkeit entwickelte.

Die Hülle A besteht aus gummiertem Doppelstoff. B ist das Luftventil, C das Gasventil. D ist ein Längskiel, der das Rollen in den Wendungen vermindern soll. K ist das Höhen- und J das Seitensteuer. Ueber die Gewichte seien folgende Angaben gemacht:

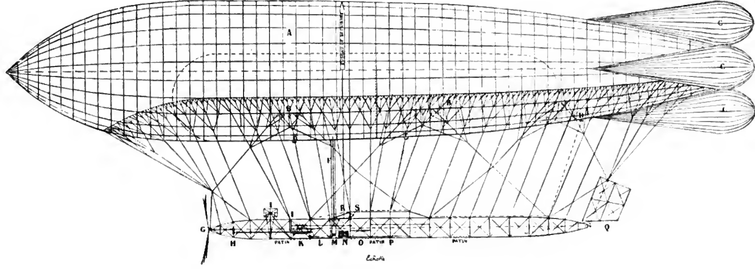


Abb. 60. „Bayard-Clément“.

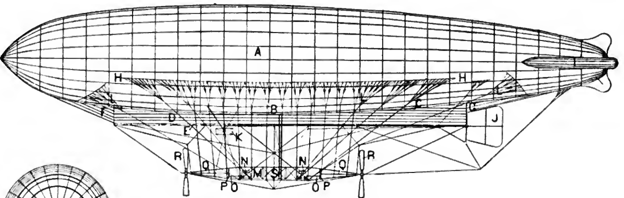


Abb. 61. Luftschiff von Godard.

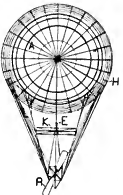


Abb. 62.

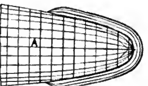


Abb. 63.

Hülle mit sämtl. Zubehör, wie Ventilen, Steuern, Seilen usw. 885 kg,
Zwei Schrauben von 5 m Durchmesser 125 kg,
Ein Ventilator 15 kg,
Zwei 50/60 PS-Motoren mit Untersetzungsgetriebe, Wellen, Kühler usw. 640 kg,
Gondel von 15 m Länge 225 kg,
Brennstoff für 10 Fahrstunden 335 kg,
Ballast 375 kg,
4 Personen 300 kg,
4 Halteseile und Schleppseil 60 kg,
Verschiedenes 40 kg,
Insgesamt 3000 kg.

Abb. 64. 700 m^3 „Zodiac"-Luftschiff.

Der Auftrieb von 2700 cbm beträgt $2700 \cdot 1{,}1 = 3000$ kg. Eins der kleinsten bestehenden neueren Luftschiffe ist das auf Abb. 64 dargestellte „Zodiac", das von Mallet konstruiert ist. Ein solches fuhr eine Zeitlang über Paris zur Reklame für eine Zeitung. Es faßt nur 700 cbm, ist 30 m lang und hat einen größten Durchmesser von 7 m. Seine Oberfläche beträgt 550 qm. Das obere Ventil s^1 dient zum Entleeren, s^2 öffnet bei 25 mm Ueberdruck, kann aber auch von Hand bedient werden, und Vd ist die Reißbahn. Das Ventil s^3 ist im Luftsack Pa angebracht und öffnet bei 20 mm Ueberdruck. tg ist die Steuerleine für das Seitensteuer G^2 von 5 qm, G^1 das 4 qm fassende Höhensteuer, re der Brennstoffbehälter und vd das Steuerrad, das von Ep aus bedient wird. Die 13,50 m lange und 1,25 m hohe Gondel N hat 3,50 m Abstand von der Hülle und kann in die drei Teile 1, 2 und 3 zerlegt und auf einem kleinen Wagen fortgeschafft werden, wie Abb. 65 zeigt. B ist die verpackte

Hülle. Das Zerlegen und Verpacken des Luftschiffs dauert $^3/_4$ Stunden.

Mit einem 16 PS-Motor sind 25 bis 28 km Geschwindigkeit erzielt worden, wobei 75 kg Ballast und Brennstoff für 3 Betriebsstunden mitgeführt wurden.

Das Luftschiff kostet 25 000 Frcs. Eine größere Ausführung von 1200 cbm führt einen 45 PS-Motor und trägt mit Leuchtgas 2, mit Wasserstoff 3 Mann.

Eine neuere Ausführung des „Zodiac"-Schiffes ist auf Abb. 66 dargestellt. Es faßt 1400 cbm und trägt 4 Mann.



Abb. 65. Fortschaffung der zerlegten Gondel des 700 m^3 „Zodiac"-Luftschiffes.

Seine Geschwindigkeit wird auf 40 km die Stunde angegeben, der Brennstoff reicht für 7 Fahrstunden.

Die größte Länge des Schiffes beträgt 40,80 m, sein größter Durchmesser 8,50 m. Die Gondel ist 20 m lang, der Motor (Ballot) leistet 40 PS.

B = Gashülle, S oben = Gasventil, S unten = Luftsackventil, D = Reißbahn, E = Dämpfungsfläche, R = Gurt mit Leinen, b = Luftsack, E' = senkrechte Dämpfungsfläche, G = Seitensteuer, e = Höhensteuer, M' = Luftschlauch, d = Leine zum Seitensteuer, p = Führerstand, m = Maschinistenstand, M = Motor, V = Ventilator, d = Untersetzungsgetriebe, H = Schraube, E" = Dämpfungsflächen der Gondel.

Das auf Abb. 67 dargestellte Luftschiff ist noch kleiner als das kleine „Zodiac". Es ist das von Faure. Bei seinen Fahrten in Monaco hat es sich nicht bewährt.

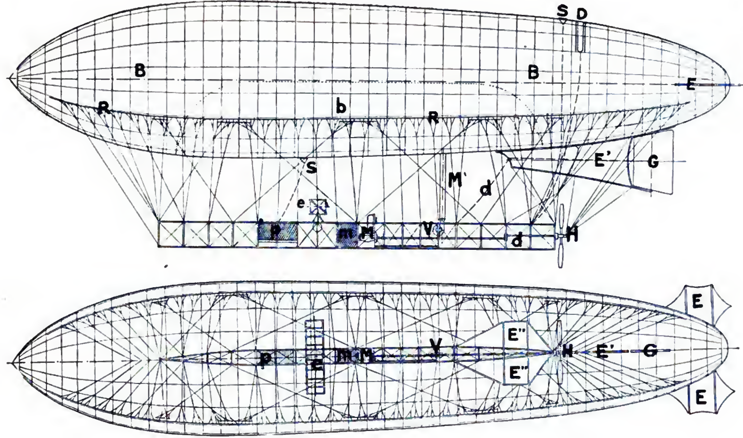


Abb. 66. Neueres „Zodiac“-Luftschiff (nach „L'aerophile“).

Das Luftschiff „Ruthenberg“ (Abb. 68) gehört zur halbstarren Bauart mit Kielgerüst. Die Gondel ist fest mit dem Kiel verbunden und dieser wiederum ist unter den Ballon ge-

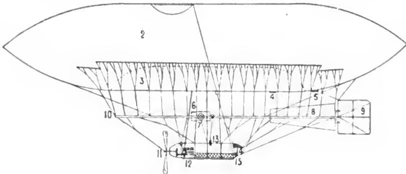


Abb. 67. Luftschiff von Faure.

schnallt. Das Gerüst wie die Gondel sind aus Stahlröhren hergestellt und so zusammengefügt, daß das Luftschiff leicht auseinandergenommen und auf Wagen oder der Bahn befördert werden kann.



Abb. 68. Luftschiff Ruthenberg.

Die Triebschraube wird durch eine Kette von einem 24 PS-Motor angetrieben und erteilt dem Ballon eine Geschwindigkeit von 25—30 km in der Stunde.

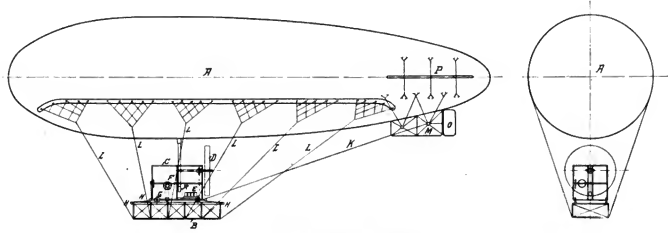


Abb. 69. Luftschiff Dörhöfer.

Das Höhensteuer besteht aus drei übereinander angebrachten Flächen, die vorn am Kiel befestigt sind und von der Gondel aus verstellt werden können.

Das Seitensteuer befindet sich am hinteren Ende des Kielgerüstes und besteht aus dem eigentlichen Steuer und einer davor befindlichen Richtungsfläche.

Die Schraube (Abb. 303, S. 303) besteht aus zwei Ringen aus Stahlrohr, die von zwei Naben aus mit Speichen, ebenfalls aus Stahlrohr, verbunden sind. Je zwei Speichen sind mit Stoff überzogen und bilden auf diese Art Flügel- oder Schraubenflächen mit gleichbleibender Steigung. Die Schraube hat einen sehr guten Wirkungsgrad und ist dabei betriebssicher und leicht. Sie wiegt bei 3 m Durchmesser 24 kg.

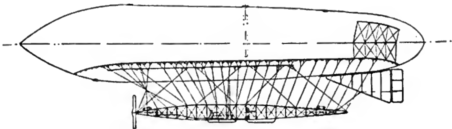


Abb. 70. Luftschiff „Erbslöh".

Das Luftschiff wurde durch Ingenieur Dörhöfer ausgeführt und hat unter dessen Führung während der „Ila" zu Frankfurt a./M. 25 Fahrten ohne jeden Unfall gemacht.

Das im Bau befindliche Luftschiff von Dörhöfer (Abb. 69) gehört zur unstarren Bauart und besitzt eine besondere Höhensteuerung.

Die aus zwei Teilen bestehende Gondel BC ist durch die Tragseile lose an dem Tragkörper A aufgehängt.

Der obere Teil der Gondel C läßt sich gegen den unteren Teil B auf den Rollen G durch ein Seilgetriebe mittels des Steuerrades F leicht verschieben. Wird der obere Teil nach vorn bewegt, so verlegt sich dadurch der Schwerpunkt und die Spitze senkt sich nach unten; der Tragkörper wirkt nun als Drachenfläche und drückt den Ballon nach unten. Der entgegengesetzte Fall tritt ein, wenn der obere Teil der Gondel nach hinten bewegt wird.

Wie aus der Zeichnung zu ersehen ist, ist die Luftschraube in günstiger Weise sehr nahe an den Ballon gerückt.

Sie ist ähnlich der beim Ruthenberg-Luftschiff und wird von einem 60 PS-Motor durch Kette angetrieben.

Die Geschwindigkeit des Prallschiffs soll 60—70 km in der Stunde betragen. Es soll hauptsächlich Sportzwecken dienen. Die Montage ist nicht schwieriger und nimmt nicht mehr Zeit in Anspruch als bei einem Freiballon. Bei 1000 cbm soll es 3 Personen tragen.

Abb. 70 zeigt das Luftschiff „Erbslöh" der Rheinisch-Westfälischen Motorluftschiffbau-Gesellschaft. Es faßt 3000 cbm bei 53 m Länge und einem größten Durchmesser von 10 m. Der Luftsack ist 580 cbm groß.

Vorn und hinten hat der Gasraum oben je ein Sicherheitsventil. Das in der Mitte sichtbare dritte kann von der Gondel aus geöffnet werden. Der Luftsack ist ebenfalls mit 2 Ueberdruckventilen ausgerüstet.

Die Gondel (Abb. 71) Tafel 2 ist 27,13 m lang, in der Mitte rd. 2 m hoch und 1,5 m breit. Sie ist auseinandernehmbar. Die Träger bestehen aus einer Aluminiumlegierung von Basse & Selve mit einem spez. Gewicht von 2,6.

Die zweiflüglige Mahagonischraube hat 4,5 m Durchmesser und wird mit 400 Umdrehungen mittels einer Uebersetzung von 3:1 durch einen 110 PS-Benzmotor angetrieben. Die warme Luft des Motorkühlers kann dem Luftsack zugeführt werden, um das Gas anzuheizen.

Die Dämpfungsflächen messen an jeder Seite 8 qm. Die Kielfläche ist 12 qm und das Seitensteuer 6 qm groß.

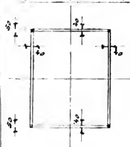
Die Höhensteuerung wird durch Verlegung von Wasserballast bewirkt. Jeder der vorn und hinten angeordneten Behälter faßt 50 l.

Mit 350 l Benzin und 200 kg Ballast soll das Luftschiff 6 Personen tragen können.

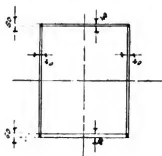
Im folgenden seien noch einige Angaben der bisher gebauten Parseval-Schiffe zusammengestellt, bevor auf die neuesten eingegangen sei. Das erste Versuchsschiff faßte 4000 cbm, war 60 m lang und 10,4 m dick. Ein Daimlermotor von 100 PS trieb durch Kegelräder eine vierflüglige Schraube von 4 m Durchmesser an. Die erreichte Geschwindigkeit betrug 13 skm.

Das zweite Parsevalschiff faßte 6600 cbm, war 70 m lang und 12,3 m dick. Wegen des stärkeren Antriebs durch zwei Motoren erreichte es eine Geschwindigkeit von 14 skm und konnte mehr als 10 Personen über 20 Stunden befördern. Auf Abb. 72 ist dieses Schiff beim Abflug zu sehen.

Schnitt bei Punkt 5.



Schnitt bei Punkt 0.



öh.



Abb. 72. Großes Parseval-Luftschiff mit 2 Schrauben.

Abb. 73 zeigt das kleine Parsevalschiff von 1200 cbm. Es ist 40 m lang und 7,7 m dick. Der 25 PS-Motor erteilt ihm durch eine halbstarre, dreiflüglige Schraube von etwa 3 m Durchmesser eine Geschwindigkeit von rd. 10 m.



Abb. 73. Parseval-Luftschiff von 1200 cbm mit vorderem Höhensteuer.

Es kann mit 3 Personen belastet etwa 5 Stunden fahren. Die Höhensteuerung erfolgt bei diesem kleinen Luftschiff mittels des vorn sichtbaren Höhensteuers, da nur ein Luftsack in der Mitte vorhanden ist.

III. Flugschiffe.

A. Theoretische Grundlagen.

1. Schwingen-, Schrauben- und Drachenflieger.

Von den Flugschiffen, die in kleineren Ausführungen auch Flugmaschinen genannt werden, haben bisher nur die Drachenflieger in größeren Ausführungen brauchbare Gestalt angenommen. Die Schwingenflieger, bei denen nach Art der Vögel die Tragflächen gleichzeitig durch Auf- und Niederschlag den Vortrieb liefern, sind bisher nur in kleineren Abmessungen geflogen. Ein Modell eines solchen Schwingenfliegers zeigt z. B. Abb. 74. Die Längssteife, an der die festen Haupttragflächen

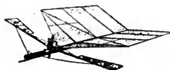


Abb. 74. Schwingenflieger-Modell von Hargrave.

angebracht sind, ist ein Rohr, das die Preßluft zum Antrieb der vorn sitzenden Flügel enthält. Größere Ausführungen haben bisher wegen der ziemlich erheblichen Schwierigkeiten des Antriebs versagt. Ein Schwingenflieger von Otto Lilienthal, mit dem ein Auftrieb von 40 kg erzielt wurde, ist auf Abb. 75 dargestellt. Die Flügel waren aus Weidenruten und Pappelholz gefertigt und mit Tüll überzogen, der mit Collodiumlösung zur Dichtung beblasen war. Jedes abwechselnd nach einer halben Sekunde niederschlagende Flügelpaar hatte etwa 8 qm Fläche.

Die Schwierigkeiten liegen beim Schwingenflieger einmal im Antrieb und dann auch darin begründet, daß durch den Flügelschlag leicht ein Kippmoment erzeugt wird, durch das die Längsachse des Fliegers in unerwünschter Weise abgelenkt wird. Beim Vogel, bei dem im Gegensatz zu dem Hargraveschen Modell die Tragflächen und Schwingen vereinigt sind, ist hierdurch diese Schwierigkeit umgangen. In der Nähe des Körpers

bewegt der Vogel übrigens die Flügel fast gar nicht. Sie wirken hier fast nur als Tragflächen, während die äußeren Teile beim Niederschlag sowohl den Auf- als auch den Vortrieb liefern.

Darin, daß die Flügel beim Niederschlag gleichzeitig den Körper heben und vorwärts treiben, liegt das Hauptkennzeichen

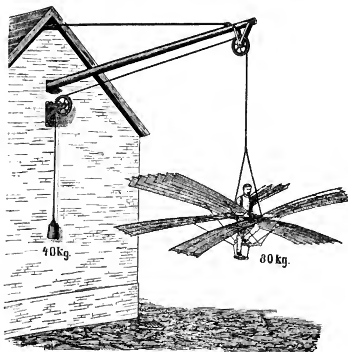


Abb. 75. Schwingenflieger von Lilienthal.

und der Hauptwert des Vogelflügels. Während bei einer Vortriebschraube die Teilkraft, die in der Drehrichtung liegt, nur Widerstand bedeutet, ist bei der Schwinge diese Kraft zum Teil zum Heben wirksam, da sie beim Niederschlag dem Gewicht des Vogels entgegenwirkt. Dieser Umstand ist wohl auch der Hauptgrund dafür, daß Schwingenflieger mit geringerer Leistung auszukommen vermögen, als von Schrauben getriebene Drachenflieger. Ein zweiter Grund ist noch darin zu erblicken, daß die Schwinge wegen ihrer großen Fläche langsam arbeitet, und daher wie eine langsam umlaufende Schraube einen besseren Wirkungsgrad erzielt. Es ist daher auch nicht ausgeschlossen, daß es gelingen wird, gute, möglicherweise sogar überlegene

Schwingenflieger zu bauen. Die hin- und hergehende Bewegung erscheint zwar weniger maschinell, ist aber, wie unsere Kolbenmaschinen zeigen, deshalb doch durchaus nicht in jedem Falle

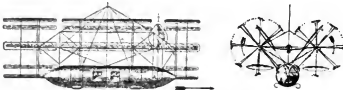


Abb. 76. Segelrad von Wellner.

verwerflich. Außerdem ist es auch möglich, diesen Grundgedanken, Ausnutzung der sonst schädlichen Teilkraft der Schraube zum Heben des Flugzeugs, auch bei umlaufenden Teilen zu verwirklichen. Die etwas ähnliches bezweckende Segelrad-Kon-



Abb. 77. Schwedischer Schwingenflieger.

struktion z. B. von Wellner, Abb. 76, ist indes bis jetzt ergebnislos geblieben.

Konstruktionen, die durch Schlagwirkung lediglich Auftrieb ohne gleichzeitigen Vortrieb erzeugen, sind nicht so vorteilhaft wie der Vogelflügel. Eine solche Konstruktion schwedischen Ursprungs zeigt Abb. 77, mit der etwa 15 kg/PS gehoben sein sollen.

Das Schema der benutzten Vorrichtung ist auf Abb. 78 dargestellt. Durch den Kurbeltrieb erfolgte die Flügelbewegung

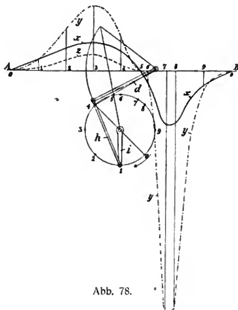


Abb. 78.

nach der X-Linie, während der erzeugte Luftdruck den Verlauf der Y-Linie zeigte.

Auch den reinen Schraubenfliegern ist es bisher nicht gelungen, sich längere Zeit in der Luft schwebend zu erhalten. Ein Schraubenflieger besteht im wesentlichen aus einer Luftschraube mit senkrechter Welle, die sich und die daran hängende Maschine in die Höhe heben soll. Von ihnen gilt dasselbe, wie von den Schwingenfliegern, nämlich, daß sie in kleinen Modellen ihre Brauchbarkeit erwiesen haben, in größeren Ausführungen dagegen versagten.

Von vornherein ist nicht ersichtlich, daß dies so sein müßte. Ein Drachenflieger schwebt doch auch nur dadurch,

daß seine Tragflächen die Luft durchschneiden. Denkt man sich diese Flächen nun nicht geradlinig, sondern im Kreise herum bewegt, so muß der Apparat doch auch schweben. Daß dies bisher nur sehr unvollkommen gelungen ist, liegt an dem mangelhaften Wirkungsgrad der benutzten Hubschrauben. Sollte es gelingen, vielleicht durch entsprechende Vergrößerung der Durchmesser, diesen zu verbessern, so ist wohl anzunehmen, daß auch der Schraubenflieger Erfolg hat.

Der Schraubenflieger könnte als Ersatz des Fesselballons dienen, da er imstande ist, in ruhiger Luft über einem Punkte zu schweben. Zur Fortbewegung, die doch den Hauptzweck eines Luftfahrzeugs darstellt, müßte die Maschine noch mit einer Vortriebschraube versehen sein. Ob schon eine Neigung der Hubschraubenachse genügen wird, um eine Vortriebkomponente



Abb. 79. Schraubenflieger von Paul Cornu.

zu erzeugen, muß der Versuch lehren, da die in Betracht kommenden Verhältnisse nicht mit Sicherheit zu übersehen sind, ebenso, wie sich die Wirksamkeit der Hubschraube bei der Fortbewegung gestaltet.

In jedem Falle muß man aber das Gegenmoment der Hubschraube durch eine zweite entgegengesetzt umlaufende aufheben. Setzt man diese Schraube über die erste, so muß der Abstand genügend groß sein, wenn der Gesamtauftrieb gleich der Summe ihrer beiden Auftriebe sein soll. Obwohl die konstruktive Lösung eines solchen Antriebs eine nicht ganz leichte Aufgabe ist, ist sie doch der bisher meist versuchten von nebeneinander angeordneten Schrauben vorzuziehen, da beim Ver-

sagen einer Schraube der Flieger ein böses Kippmoment erhalten würde.

Eine Ausführung eines Schraubenfliegers mit nebeneinander angeordneten Schrauben, die von Paul Cornu, ist auf Abb. 79 dargestellt. Trotz der absonderlichen Gestalt seiner Hubschrauben, die ihre Kraft von dem leichten Antoinette-Motor mittels Riemenübersetzung erhalten, soll es gelungen sein, den Apparat vom Boden abzuheben. Ein längerer Flug von einiger Höhe hat die Brauchbarkeit der Maschine indes noch nicht erwiesen.

Die zur Zeit erfolgreichste Form der Flugmaschine ist das Drachenflugzeug, auch Flugdrachen und Drachenflieger genannt. Es hat seinen Namen von dem bekannten Spielzeug, das aber auch in der Wetterkunde ernsthafte An-

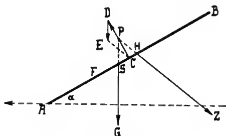


Abb. 80. Kräfteplan an einem Drachen.

wendung findet. Ein Drachen schwebt bekanntlich dadurch in der Luft, daß die gegen ihn bewegte Luft eine Teilkraft besitzt, die dem Drachengewicht gleich- und entgegengerichtet ist. Außerdem ist Bedingung für das Schweben, daß die drei Kräfte: Gewicht, Winddruck und Schnurzug durch einen Punkt gehen, da sonst ein Kippen eintreten würde.

Die Zusammensetzung der Kräfte an einem im Gleichgewicht schwebenden Drachen zeigt Abb. 80. Die Drachenfläche AB, die gegen die Wagerechte unter dem Winkel α geneigt ist, erfährt einen Winddruck von der Stärke und Richtung CD. Das Drachengewicht G greife im Punkte S an. Die Drachenschnur habe die Richtung ZH und sei im Punkte H befestigt. Der Kräftezug CDE (DE = Gewicht des Drachens, EC = Schnurzug, CD = Winddruck gegen die Fläche) läßt, wenn er geschlossen ist, erkennen, daß die Kräfte im Gleichgewicht sind. Ein Kippmoment ist nicht vorhanden, weil sich die drei Kräfte G, Z und CD in einem Punkte, in P, schneiden. Das Gleich-

gewicht ist gestört, sobald sich entweder der Neigungswinkel α oder die Größe oder der Angriffspunkt einer der Kräfte ändert. Wodurch z. B. der Angriffpunkt des Winddrucks wandern kann, sei später erörtert, ebenso sei auf das über Richtung und Größe des Luftdruckes C D auf S. 99 Gesagte verwiesen, dessen Kenntnis zum vollen Verständnis der Abb. 80 erforderlich ist.

Wenn der Wind nicht stark genug weht, um den Drachen zum Steigen zu bringen, so ist es ein bekanntes Mittel, die erforderliche Relativgeschwindigkeit zwischen Luft und Drachen dadurch zu erzielen, daß man gegen den Wind läuft. Denkt man sich nun noch den Schnurzug durch den Achsdruck einer Schraube erzeugt, so hat man einen Drachenflieger. Er wirkt



Abb. 81. Mehrflächen-Eindecker von Kapferer.

also in der Weise, daß der Luftdruck, der durch die Fortbewegung großer Flächen unter ihnen entsteht, diese mit der daran hängenden Maschine schwebend hält.

Bei der kurzen Zeit des Bestehens wirklich fliegender Maschinen ist es nicht verwunderlich, daß sich noch keine Grundform, wie etwa beim Kraftwagen, herausgebildet hat. Vielmehr herrscht noch große Mannigfaltigkeit, sowohl in der Anzahl und Anordnung der Tragflächen, als auch der Steuerglieder.

Ist nur eine Tragfläche vorhanden, so nennt man den Einflächer, dessen eine Fläche natürlich nur in einer Ebene liegen kann, einen Eindecker. Die Eindecker, von denen Abb. 99 und 110 Ausführungsbeispiele bieten, haben bisher wohl die größte Fluggeschwindigkeit entwickelt. So sind z. B. bei Blériot 80 km festgestellt worden. Es ist diese hohe Geschwindigkeit vielleicht weniger dem Einfluß eines geringeren Stirnwiderstandes

als vielmehr dem Umstand zuzuschreiben, daß die Eindecker wegen der erheblicheren Schwierigkeit, größere Tragflächen genügend fest zu bekommen, mit hoher Flächenbelastung arbeiten, Blériot z. B. mit über 22 kg/qm und Antoinette mit 12 kg/qm. Sie haben daher meist stärkere Maschinen, die ihnen die hohe zum Schweben nötige Geschwindigkeit erteilen.

Vielleicht haben die Eindecker gerade wegen ihrer höheren Geschwindigkeit viele Unfälle zu verzeichnen gehabt. Sie sind bisher häufig beim Landen beschädigt worden. Trotz der großen Erfolge einiger Flieger auf Eindeckern muß doch darauf hingewiesen werden, daß das Fliegenlernen z. B. auf einem Antoinette-Flugzeug den meisten sehr schwer fällt.

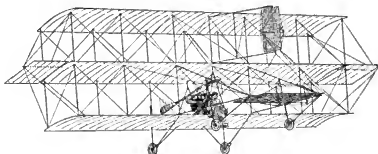


Abb. 82. Dreidecker von Vaniman.

Sind mehrere Flächen in ungefähr derselben Ebene vorhanden, so nennt man den Eindecker einen Mehrflächer. Bisher sind nur wenige neuere Ausführungen dieser Art bekannt geworden. Abb. 81 zeigt den mehrflächigen Eindecker von Kapferer.

Die meisten und zwar gerade die bisher erfolgreichsten Flugmaschinen sind Mehrdecker, d. h. ihre Tragflächen liegen in mehreren Stockwerken übereinander. Auch die Flugzeuge, bei denen die Tragflächen in verschiedener Höhe, aber nicht genau übereinander sich befinden, werden zweckmäßig den Mehrdeckern zugezählt. Abb. 115 u. 116 stellen Zweidecker dar. Sowohl bei Drachen wie bei Flugmaschinen hat sich gezeigt, daß Mehrdecker eine bessere Dämpfung haben. Außerdem ist die Raumkonstruktion eines Mehrdeckers eher leicht und zugleich fest herzustellen, als die Tragflächen eines Eindeckers. Wahrscheinlich werden große Flugzeuge, und besonders solche mit geringen Motorstärken und daher geringer belasteten größeren Tragflächen, stets als Mehrdecker gebaut werden.

Daß der Dreidecker Farmans (Abb. 130) sich nicht bewährt zu haben scheint, liegt wohl daran, daß durch die aufgesetzte dritte Fläche das Widerstandsmittel zu hoch über den Angriffspunkt der Schraube gerückt ist. Die Konstruktion Vanimans, Abb. 82, sieht hierin richtiger aus. Ungünstig erscheint aber die geringe Längsdämpfung dieses Flugzeugs.

Wie aus der Vielgestaltigkeit der Flugmaschinen hervorgeht, ist die Flugfähigkeit nicht allzusehr von der Gestalt und Anordnung der Tragflächen abhängig, da verschiedene Formen, wie die des Voisin-Apparates und der ganz anders gestaltete Wrightsche, benutzbar sind. Ein Maßstab für die Güte einer Flächenanordnung dürfte der sein, daß sie leicht und fest, also unter möglichster Vermeidung von Hilfsteilen ausführbar sei und keine ausladenden, schwachen und daher leicht verletzbaren Tragflächen- und Steuerteile enthält.

2. Gesetze des Luftwiderstandes.

a) Der Luftwiderstand senkrecht getroffener Flächen.

Ueber die geschichtliche Entwicklung des Drachenflugzeugs möge man die Uebersicht und das über Modelle Gesagte nachlesen. Hier sei zunächst auf die Gesetze des Luftwiderstandes

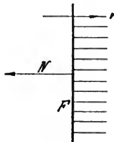


Abb. 83.

und ihre Anwendung auf die Tragflächen der Flugdrachen eingegangen. Die Formeln sind ganz elementar abgeleitet, da sie hauptsächlich für den Konstruktionsgebrauch bestimmt sind, und da ihre Ableitung aus den Grundgesetzen der Aerodynamik zurzeit unmöglich ist. Es ist dies auch weiter nicht verwunderlich, da das Entsprechende in dem so sehr viel älteren Schiffbau, der es mit einem viel weniger elastischen Mittel, dem Wasser, zu tun hat, noch nicht erreicht ist, wie u. a. daraus zu ersehen ist, daß man die Schleppversuche von Mo-

dellen und das Ausprobieren der Schiffschraube noch nicht missen kann.

Wird eine Fläche (Abb. 83) von der Größe F bewegt, oder, was dasselbe sein dürfte, bewegt sich ihr ein Luftstrom entgegen, so erleidet die Fläche, wie die Erfahrung zeigt, einen Widerstand, der im gleichen Verhältnis mit der Fläche F und im quadratischen der Geschwindigkeit wächst. Ob es in Wirklichkeit ganz gleichgiltig ist, ob die Fläche oder die Luft oder beides zugleich gegeneinander bewegt wird, muß erst noch einwandfrei durch den Versuch festgestellt werden. Da der Unterschied jedenfalls nicht groß sein wird, so sei hier stets angenommen, daß der Luftwiderstand nur von der Relativ-Geschwindigkeit zwischen Luft und Fläche abhänge, ohne Rücksicht darauf, ob der Körper sich bewegt oder die Luft ihm entgegenweht.

Außer von der Größe der Fläche F ist der Widerstand von dem Gewicht γ eines cbm Luft abhängig. Er ist in dichter Luft natürlich größer und daher γ direkt proportional. Da ferner eigentlich nicht das Gewicht γ, sondern die zu beschleunigende Luftmasse $\frac{\gamma}{g}$ eine Rolle spielt, so steht der Luftwiderstand im umgekehrten Verhältnis zur Erdbeschleunigung g.

Die Formel für den Luftwiderstand einer senkrecht zu sich selbst bewegten Fläche ist danach

$$N_{kg} = k \frac{\gamma}{g} F v^2.$$

k ist ein Zahlenfaktor, der von der Form der Fläche abhängt und zwar nicht nur von der ihrer Vorder-, sondern mindestens ebenso auch von der ihrer Rückseite. Für ebene Flächen ist er ungefähr 1.

γ beträgt bei 0^0 und normalem Barometerstand 1,298 kg, bei 1000 m Höhe nur noch 1,145 kg und bei 2000 m Höhe 1,010 kg. Die Abhängigkeit des spezifischen Gewichts der Luft vom Barometerstand b und der Temperatur t ergibt sich nach dem Gay-Lussacschen Gesetz, wenn b_0 der Barometerstand von 760 mm, t_0 die Temperatur bei 0^0 und $\gamma_0 = 1{,}293$ kg ist,

$$\gamma = 1{,}293 \; \frac{b}{760} \cdot \frac{273}{273 + t}.$$

Ueber die Abhängigkeit von $\frac{\gamma}{g}$ gibt die Tabelle Auskunft, auf der die Werte des Nenners von $\frac{\gamma}{g} = \frac{1}{\cdot\cdot\cdot\cdot\cdot}$ angegeben sind. Für die meisten Rechnungen genügt es, $\frac{\gamma}{g}$ mit $^1/_8$ bis $^1/_9$ in die Rechnung einzuführen. Die Abnahme des Luftwiderstandes mit

Werte von $\frac{\gamma}{g} = \frac{1}{\dots\dots}$

Seehöhe in m	Barometerstand in mm	Temperatur in C°							
		− 5	0	+ 5	+ 10	+ 15	+ 20	+ 25	+ 30
− 80	770	7,350	7,486	7,627	7,773	7;924	8,080	8,243	8,413
+ 130	750	7,549	7,687	7,830	7,979	8,134	8,285	8,464	8,639
345	730	7,755	7,897	8,045	8,198	8,357	8,523	8,695	8,875
680	700	8,085	8,234	8,388	8,549	8,714	8,886	9,065	9,253
912	680	8,323	8,476	8,634	8,799	8,971	9,148	9,331	9,524

der Höhe bedingt natürlich einen geringeren Kraftbedarf für die Fortbewegung, erfordert dafür aber eine größere Geschwindigkeit, um bei Drachenfliegern genügenden Auftrieb zu erlangen. Der Kraftbedarf für diese erhöhte Geschwindigkeit nimmt stärker zu, als die Kraft zum Schweben abnimmt. Auch müssen die Schrauben zur Erzeugung des gleichen Auftriebs sich schneller drehen. In 100 m Höhe vermindert sich die Tragkraft der Luft um $^1/_{80}$ ihres Wertes, also noch außerordentlich wenig.

Um das Aussehen der Formel zu vereinfachen, sei

$$k \cdot \frac{\gamma}{g} \text{ zu } K$$

zusammengefaßt, so daß wir uns im folgenden für den Luftwiderstand stets der Formel

$$N = K \,.\, F \,.\, v^2$$

bedienen wollen.

Der Faktor K schwankt bei den verschiedenen Forschern ganz außerordentlich. So fand Recknagel [1]) für K mit seinem Rundlaufapparat 0,070; v. Loeßl [2]) 0,152; Renard [3]) mit dem Rundlaufapparat 0,085 und Langley [4]) auf dieselbe Weise 0,080. Denselben Wert ermittelte Eiffel [5]) in sehr sorgfältigen Versuchen.

Für ebene Flächen dürfte sich die Anwendung des Wertes 0,125 empfehlen, der für gekrümmte auf 0,2 und weit darüber steigen kann.

Wird ein Halbzylinder von der Gestalt der Abb. 84 bewegt, so beträgt der Wert k in der ersten Formel $^2/_3$.

Die Fläche F ist gleich ihrer Projektion, in diesen Fällen also = d . b zu setzen. Bei der Halbkugelschale der Abb. 85

[1]) Recknagel. Zeitschrift d. D. V. D. Ing. 1886.
[2]) F. v. Loeßl. Die Luftwiderstandsgesetze. Wien. 1896.
[3]) Ch. Renard. 1885.
[4]) P. S. Langley. Experiments in aerodynamics. 1891.
[5]) Eiffel. Comptes Rendus. Paris 1892, 1900, 1907.

ist $k = {}^1/_3$ bis 0,57, wenn sie mit der vollen Seite nach vorn bewegt wird, so daß also der Widerstand wird

$$N = \frac{1}{3} \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot \frac{d^2\pi}{4} \cdot v^2 \text{ bis } 0{,}57 \frac{\gamma}{g} \frac{d^2\pi}{4} v^2.$$

Bei umgekehrter Bewegungsrichtung wird $k = 1$.

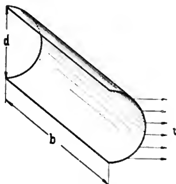


Abb. 84.

Bei einer Vollkugel ist k geringer, etwa $\frac{1}{3{,}5}$ bis $\frac{1}{4}$, da die Luft an dem Teile der Kugel, der im Windschatten liegt, wirbelfreier abströmen kann.

Bei einem Langballon von der meist üblichen Form, bei dem das Verhältnis des größten Durchmessers zur Länge $\frac{D}{L} = \frac{1}{6}$ ist und der größte Durchmesser im vorderen Drittel liegt, kann

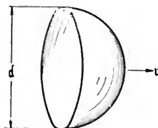


Abb. 85.

man k zu ${}^1/_6$ annehmen (einschl. Gondel- und Seilwiderstände, die einen sehr erheblichen Teil, fast die Hälfte des Gesamtwiderstandes ausmachen, und die den Wert k bis auf ${}^1/_5$ und darüber treiben können).

Ueber die vorkommenden Windstärken und die von diesen auf eine ebene Fläche ausgeübten Drucke, die nach der Formel $N = 0,122 Fv^2$ berechnet sind, gibt folgende internationale Skala der Windstärken Auskunft:

Windstärken. (Marinebezeichnung.)

Stärke	V in Sek. m	V in Std.	Winddruck/qm Fläche	Druck auf Zylinderfläche = 0,57 Druck auf Kugelfläche = 0,25	
1	2,5	9	1 kg	Leichter Luftzug	Laub regt sich
2	4	14,4		Schwacher Wind	Zweige bewegen sich
3	5,5	19,1	4 „	Leichter Wind	Dünne Aeste bewegen sich leicht
4	7	25,2		Mäßiger Wind	Stärkere Aeste bewegen sich
5	8,5	30	9 „	Frischer Wind	Baumkronen rauschen lebhaft
6	10	36		Sehr frischer Wind	Pappeln biegen sich
7	11,5	41,4	17 „	Starker Wind	Reißt junge Blätter ab
8	13,5	48,6		Stürmischer Wind	Dünne Zweige knicken
9	15,5	55,8		Voller Sturm	Stärk. Zweige brechen
10	19.	68,4	42 „	Starker Sturm	Kräftige Aeste brechen
11	25	90	75 „	Schwerer Sturm	Kiefern werden entwurzelt
12	30	108	110 „	Orkan	Verheerend
		144	134 „		

b) Der Luftwiderstand schräg getroffener Flächen.

Trifft der Luftstrom die Fläche nicht, wie bisher betrachtet, unter einem Winkel von 90°, so ist der Luftwiderstand geringer.

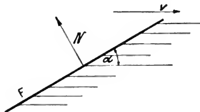


Abb. 86.

Seine Richtung bleibt aber, wenn man von dem Einfluß der Flächenreibung absieht, senkrecht zur Fläche, wie die Abb. 86 zeigt. Die Art des Zusammenhanges zwischen Luftwiderstand und Neigungswinkel ist lange strittig gewesen und auch heute noch nicht völlig geklärt.

Ist N_{90} der Luftwiderstand der Fläche bei $\alpha = 90^0$, wenn sie also senkrecht vom Luftstrom getroffen wird, so geben

folgende Formeln den Wert von N_α nach den Versuchen und Berechnungen verschiedener Forscher:

$$N_\alpha = N_{90} \cdot \sin^2 \alpha \qquad \text{(Newton; Euler)}$$

$$N_\alpha = N_{90} \cdot \sin \alpha \qquad \text{(v. Lößl; Marey)}$$

$$N_\alpha = N_{90} \frac{(4+\pi) \sin \alpha}{4 + \pi \sin \alpha} \qquad \text{(Raleigh u. E. Gerlach)}$$

$$N_\alpha = N_{90} \frac{2 \sin \alpha}{1 + \sin^2 \alpha} \qquad \text{(Duchemin).}$$

$$N_\alpha = N_{90} \cdot \sin \alpha \cdot \cos \alpha \ \text{(Kelvin)}$$

$$N_\alpha = N_{90} \cdot \frac{6\alpha}{\pi} \ \text{für} \ \alpha < \frac{\pi}{6} \ \text{(Eiffel)}$$

$$N_\alpha = N_{90} \ \text{für} \ \alpha \geqq \frac{\pi}{6}.$$

Vielfach findet man auch die Formel

$$N_\alpha = N_{90} \cdot \alpha$$

angewandt, in der α im Bogenmaß eingeführt ist. Da sich bei den kleinen in Betracht kommenden Winkeln der Bogen vom Sinus nicht unterscheidet, stimmt diese Formel mit der Lößlschen überein.

Es scheint die Formel $N_\alpha = N_{90} \cdot \sin \alpha$ die meiste Wahrscheinlichkeit für sich zu haben; wenigstens gibt sie für die kleinen bei Flugmaschinen in Anwendung kommenden Werte von α mit der Erfahrung genügend übereinstimmende Werte. Es sei daher im folgenden für den Luftdruck gegen eine geneigte Fläche stets der Ausdruck

$$N = K \cdot F \cdot v^2 \sin \alpha$$

angewendet.

Der oben angegebene Wert $K = 0{,}125$ bis $0{,}2$ gilt für ebene Flächen. Für gekrümmte findet man bei Chanute 0,6, bei Voisin-Apparaten 0,67 und Ferber gibt 1904 sogar den Wert 0,7 an.

Um beim Entwerfen sicher zu gehen, ist im folgenden nur mit dem Wert $K = 0{,}2$ gerechnet.

Der Wert K ändert sich übrigens etwas mit der Gestalt der Flächen und je nachdem, ob man eine rechteckige Fläche mit der Lang- oder der Querseite voranbewegt. Langley[1]), der zuerst diese Versuche anstellte, hat ziemlich bedeutende Unterschiede herausgefunden. Er arbeitete u. a. mit einer Rundlauf-Vorrichtung, auf der er nacheinander dünne Platten von den auf Abb. 87[2]) angegebenen Abmessungen im Kreise bewegte. Die Ordinaten geben die Geschwindigkeiten an, bei denen die

[1]) Langley, Experiments in aerodynamics. Washington 1891.
[2]) Vgl. auch Abb. 99.

Platten schwebten, also einen Auftrieb gleich ihrem Eigengewicht erfuhren, das 465 g betrug. Die Abszissen bedeuten die Winkel der Flächen gegen ihre Bewegungsrichtung.

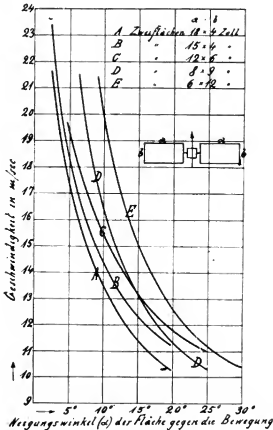


Abb. 87.

Man erkennt, wie z. B. eine Platte, wenn sie mit der langen Seite voranbewegt wurde, nach der Kurve A schon bei einer Geschwindigkeit von 13,5 skm schwebte, also ihr Eigengewicht trug, während für die Platte E von dem gleichen Flächeninhalt, die aber mit ihrer Schmalseite voranlief, 20 skm zum Schweben nötig waren.

Diese Erscheinung erklärt man, ob mit Recht, bleibe dahingestellt, dadurch, daß man nach Abb. 88 behauptet, bei

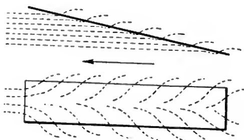


Abb. 88.

einer Fläche, deren schmale Seite angeblasen wird, weichen die Luftfäden nach der Seite aus, ohne ihre Verdichtung als

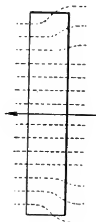


Abb. 89.

Tragdruck genügend lange geäußert zu haben, während, wie in Abb. 89, bei einer an der Langseite angeblasenen Fläche die Luftfäden einander besser führen und am Entweichen hindern.

Auf andere Weise sucht man sich diese Erscheinung dadurch zu erklären, daß im ersten Fall (Abb. 90) die Fläche

sich während der Bewegung auf eine geringere Anzahl Luftteilchen gestützt, sie also bewegt und verdichtet habe, als im zweiten darunter gezeichneten Falle. Die letzte Erklärung scheint besonders einleuchtend.

Es ist indessen noch fraglich, ob die Erscheinung der rechteckigen Fläche, tragfähiger zu sein, wenn sie mit der Langseite voranbewegt wird, von der Art ihrer Wölbung usw. gänzlich unabhängig ist.

Es ist sogar wahrscheinlich, daß bei gewölbten Flächen das Verhältnis der Tiefe zur Breite keine so große Rolle spielt.

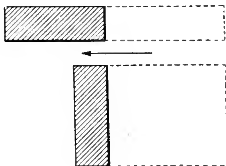


Abb. 90.

Wohl aus diesem Grunde ist z. B. beim Antoinette- und beim Dumontflugzeug ein größeres Verhältnis eingehalten.

Daß die Natur die ausgedehnteste Anwendung von dem Vorteil geringer Flächentiefe macht, erkennt man daraus, daß fast alle fliegenden Lebewesen Flügel haben, die viel länger als tief sind. Höchstens der Schmetterling macht eine Ausnahme. Das Verhältnis von Länge und Breite beider Flügel zusammen beträgt z. B. bei den Falken mindestens 1:6, bei den schnelleren Fliegern, den langflügligen Schwalben 1:8, bei den Sturmvögeln 1:10 und bei dem Albatros, der stundenlang ohne einen Flügelschlag zu fliegen vermag, sogar 1:20.

Abb. 91 zeigt die Flugbilder einiger bekannter Flieger zur Veranschaulichung des Verhältnisses von Länge zur Breite der Flügel. Ueber dem Storch in der Mitte steht der Segler, unten die Schwalbe, oben rechts die Fledermaus, links die Taube, unten rechts die Möwe, links der Gabelweih. Es sei noch darauf hingewiesen, daß die Vögel mit breiteren Flügeln die Flügelspitzen meist zackig auflösen. So kann man z. B., wenn

man eine Krähe über sich fliegen sieht, zwischen ihren Schwungfedern an den Flügelenden den Himmel sehen. Diese Erscheinung dürfte sicher nicht ohne Bedeutung für das wirbelfreie Abströmen der Luft sein.



Abb. 91. Flugbilder (nach O. Lilienthal).

c) Der Wert gekrümmter Flächen.

K ist ferner, wie schon bemerkt, für die gekrümmten Flächen größer. Der Grund für diese Erscheinung ist wohl darin zu suchen, daß bei einer ebenen Fläche die unteren Luftströme von den oberen abgelenkt werden. Sie treffen daher die Fläche unter einem spitzeren Winkel α als die oberen und sind daher weniger wirksam.

Man kann die größere Wirksamkeit der gekrümmten Flächen auch dadurch erklären, daß der Luftstrom genötigt sei, sich auf einer gekrümmten Bahn zu bewegen und daher infolge der Zentrifugalkraft einen stärkeren Druck auf die Fläche ausübe.

Lilienthal[1]), der zuerst auf den Wert der gekrümmten Tragflächen hinwies und messende Versuche machte, bezeichnete als die günstigste Pfeilhöhe der Flächenkrümmung $^1/_{12}$ der Sehne. Indessen sind seine Versuche nicht ganz einwandfrei und auch nur bei geringeren Windgeschwindigkeiten angestellt worden. Bei größeren Geschwindigkeiten dürften sich andere Verhältnisse ergeben. Ferner hat er bei seinen Versuchsanordnungen den Einfluß der Wanderung des Widerstandsmittelpunktes nicht genügend berücksichtigt.

Bei den neueren Drachenfliegern benutzt man geringere Krümmungen. So haben die Flächen in den Voisinschen Appa-

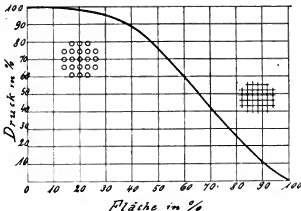


Abb. 92.

raten $^1/_{15}$ Pfeilhöhe, während der Wrightsche etwa $^1/_{20}$ besitzt.

Als vorteilhaft wird ferner angesehen, den hinteren Rand der Tragfläche nicht starr zu machen, so daß der Luftdruck den Rand etwas aus der Krümmung heraus nach oben durchbiegt. Man glaubt dadurch ein wirbelfreieres Abströmen der Luft und damit einen erhöhten Wirkungsgrad zu erzielen.

Daß es nicht nötig ist, die Flächen völlig luftdicht zu machen, zeigt die Kurve in Abb. 92, die von Lanchester[2]) nach Versuchen von Dines aufgestellt ist. Eine Verkleinerung der Flächen durch Löcher von 10 v. H. vermindert danach die Tragfähigkeit noch nicht merklich. Einen wasserdichten Stoff zu verwenden hat aber den großen Vorteil, daß er die Feuch-

[1]) Otto Lilienthal. Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst. 1889.
[2]) Lanchester, Aerodynamics, London. 1908.

tigkeit nicht aufsaugt und damit nicht sein Gewicht vergrößern kann.

d) Der Druckmittelpunkt und das Avanzinische Gesetz.

Eine der wichtigsten Erscheinungen zur Beurteilung des Verhaltens eines fliegenden Körpers ist noch die Wanderung des Druckmittelpunktes. Ebenso wie man für die Summe aller Schwerkräfte, die an den einzelnen Teilchen eines Körpers angreifen, einen gemeinsamen Angriffpunkt ihrer Resultierenden, den Schwerpunkt aufstellt, kann man die Windkräfte, die an den einzelnen Flächenteilchen angreifen, zu einer Mittelkraft vereinigen, deren Angriffpunkt der Druckmittelpunkt heißt.

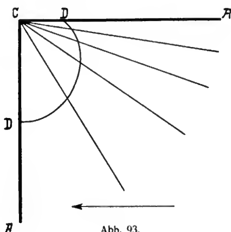


Abb. 93.

Es hat sich nun gezeigt, daß auch für die Bewegung eines Körpers in der Luft das von Avanzini für die Bewegung im Wasser aufgestellte Gesetz gilt, nach dem der Angriffmittelpunkt vom Schwerpunkt der Fläche, wo er bei $\alpha = 90^0$ sich befindet, nach dem angeblasenen Rand hin wandert. Diese Erscheinung, die Bewegung des Druckmittelpunktes, des Angriffpunktes der Resultierenden aller einzelnen Luftwiderstände, ist, wie schon bemerkt, eine der allerwichtigsten für die Erklärung des Verhaltens fliegender Körper. Das Gesetz, nach dem bei einer ebenen Fläche der Druckmittelpunkt sich verschiebt, ist 1870 von Joeßl aufgestellt worden. Nach diesem ist der Abstand d des Druckmittelpunktes vom angeblasenen Rand einer Scheibe, deren Tiefe b beträgt.

$$d = (0,2 + 0,3 \sin \alpha)\, b.$$

Abb. 93 zeigt die Lage des Druckmittelpunktes D bei den verschiedenen Neigungen der Ebene CA. Steht CA senkrecht zur Bewegungsrichtung, so liegt der Druckmittelpunkt in der Mitte, in nahezu wagerechter Lage dagegen auf 0,2 der Länge AC.

Gekrümmte Flächen verhalten sich indes ganz anders. So haben z. B. Versuche der Brüder Wright[1]) gezeigt, daß der Druckmittelpunkt, der bei $\alpha = 90^0$ nahezu in der Mitte der Fläche liegt, beim Verkleinern des Winkels langsam nach vorn rückt, bis ein von der Form und Wölbung der Fläche abhängiger Winkel erreicht ist. Von diesem an rückt er dann nach der hinteren Kante.

Ob es nun richtig ist, den Normaldruck N bei gekrümmter Fläche senkrecht zur Sehne oder senkrecht zur Tangente der

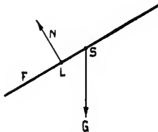


Abb. 94.

Fläche im Angriffsmittelpunkt anzusetzen, ist noch nicht geklärt, spielt indessen auch keine große Rolle, da sich damit die Hubkomponente nur wenig ändert. Bei der Konstruktion nimmt man übrigens meist an, daß der Druckmittelpunkt etwa im vorderen Drittel der Fläche sich befinde. Geringe, etwa vorhandene Abweichungen berichtigt man bei der Ausführung durch Verlegung größerer Gewichte, zumeist des Motors oder mittels der Steuerflächen.

Aus dem Wandern des Druckmittelpunktes erklärt sich das Verhalten fallender leichter Körper. Fällt z. B. ein Papierblatt, eine Karte oder dergl. zur Erde, so überschlägt es sich in den meisten Fällen. Entweder dreht es sich hierbei ständig um eine quer zur Fallrichtung liegende Achse oder es pendelt im Fallen hin und her.

Der Schwerpunkt S eines fallenden Blattes F liege in der Mitte (Abb. 94). Bei etwas schräger Lage rückt nun der An-

[1]) Ill. aeron. Mittlgn. 1902.

griffsmittelpunkt L des Luftdruckes nach der angeblasenen Seite hin. Dadurch wird ein Drehmoment zwischen Schwerkraft und Luftwiderstand erzeugt, das die Fläche F aufkippt. Ist dieses Moment stark genug, so dreht es das Blatt F über die senkrechte Lage hinaus, wodurch es ins Drehen kommt. Ist es dagegen schwächer oder die Bewegung genügend gedämpft, so daß es nur über die wagerechte Lage hinauskommt, so gleitet es nach der anderen Seite; L befindet sich nunmehr rechts von S, dreht das Blatt in entgegengesetzter Richtung usw. In diesem Falle pendelt das Blatt hin und her, genau wie ein Teller, den man ins Wasser geworfen hat.

Anders verhält sich dagegen die Fläche, wenn der Schwerpunkt nicht im Flächenmittelpunkt, sondern näher dem Rande

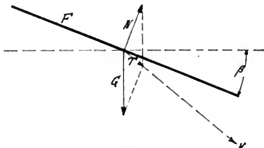


Abb. 95.

sich befindet. Man kann dies bei einer Pappe durch kleine Metallklammern oder dergl., oder bei kleineren Fliegermodellen durch aufgeklebtes oder zusammengeknifftes Papier erreichen. In diesem Falle neigt sich beim Fallen die schwerere Seite nach unten, bis der Angriffmittelpunkt des Luftwiderstandes sich soweit nach dem Rande hin verschoben hat, daß er unter dem Schwerpunkt liegt. Es greift jetzt das Gewicht des Körpers und der Luftwiderstand N in derselben Senkrechten oder bei sehr dünnen Flächen in demselben Punkte an. Das fallende Modell schwebt nun in glattem Gleitflug zu Boden.

3. Anwendung der Luftwiderstandsgesetze auf die Tragflächen der Flugzeuge.

a) Die Wirkung der Kräfte beim Gleitflieger.

In Abb. 95 ist G das Gewicht des Flugzeugs und N der Normaldruck. N und G setzen sich zusammen zur Mittelkraft T, der Kraft, die die Fläche jetzt nach unten bewegt. Da der

Widerstand in der Richtung G viel größer ist, als in der Bewegungsrichtung, so nimmt die Geschwindigkeit v ständig zu. Durch die beschleunigte Bewegung wird N größer, der Winkel β kleiner, so daß die Bahn sich der Wagerechten immer mehr nähert. Soll die Bahn des Fliegers wagerecht sein, β also positiv werden, so muß der Apparat Kraftantrieb erhalten.

Da der Flugdrachen nach dem Aufhören der Kraftwirkung als Gleitflieger in der gezeigten Weise zur Erde gleiten soll, so ist es nicht ratsam, die für den Kraftflug nötige Winkeländerung durch Verlegung des Schwerpunktes zu erzielen. Vielmehr ist es besser, die Drehung durch eine während der Bewegung erzeugte Kraft mittels eines Höhensteuers zu bewirken. Dieses Höhensteuer bringt man vielfach vorne an, weil dann gleichzeitig bei seinem Gebrauch die Hubkraft des Fliegers etwas verstärkt wird. Befindet sich dagegen das Höhensteuer als

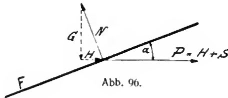


Abb. 96.

Schwanz hinten, so muß es beim Aufwärtsfahren so gestellt werden, daß es selbst durch den Luftwiderstand nach unten gedrückt wird. Läßt die Motorkraft und damit die Geschwindigkeit v nach, so verringert sich die Kraftwirkung auf das Höhensteuer, und der Flieger senkt sich selbsttätig im Gleitflug zu Boden. Von dem Einfluß der Anbringungsart des Höhensteuers auf die Stabilität sei später die Rede.

b) Die Wirkung der Kräfte beim Kraftflieger.

Die Kraftverteilung beim Kraftflug des Flugzeugs zeigt Abb. 96. Wenn Gleichgewicht herrschen soll, so muß der Kräftezug aus dem Gewicht G, dem Luftdruck N und der Vortriebkraft H geschlossen sein. Außerdem müssen die drei Kräfte durch einen Punkt gehen. Dieser Punkt ist in der Zeichnung als in der Fläche liegend angenommen. Es ist dies aber keineswegs erforderlich. Der Schnittpunkt kann vielmehr ähnlich wie in dem Kräfteplan des Drachens (Abb. 80) liegen.

Aus dem Kräftezug der Abb. 95 ergeben sich ohne weiteres die Gleichungen

$$\text{I}\quad \frac{G}{N} = \cos\alpha$$

$$\text{II}\quad \frac{H}{N} = \sin\alpha$$

$$\text{III}\quad \frac{H}{G} = \text{tang}\,\alpha$$

Der Flächenerhebungswinkel, unter dem man fliegen muß, um bei einer bestimmten Geschwindigkeit v ein genügend großes N zu entwickeln, ergibt sich aus

$$\cos\alpha = \frac{G}{N} = \frac{G}{F \cdot K \cdot v^2 \sin\alpha}$$

wobei man K = 0,2 für einigermaßen richtig gekrümmte Flächen setzen kann. Hieraus folgt

$$\sin\alpha \cdot \cos\alpha = \frac{G}{F \cdot K \cdot v^2}$$

Die Triebkraft, die die Schraube ausüben muß, ist H + S, worin S den Stirnwiderstand der Konstruktion zusammen mit der Flächenreibung bedeutet. Die Flächenreibung ist nach den neuen Untersuchungen von Lanchester[1]) gar nicht unbedeutend und S spielt bei der erreichbaren Höchstgeschwindigkeit sogar eine ausschlaggebende Rolle. Zunächst aber bleibe der Stirnwiderstand S, dessen Berechnung doch ungenau ist, unberücksichtigt. Am Schlusse werde diese Größe mit in den Gesamtwirkungsgrad hineingenommen. Aus Gleichung III erhält man

$$H = G\ \text{tang}\,\alpha.$$

Für die kleinen Winkel, die beim Flugzeug in Betracht kommen, kann man

$$\sin\alpha\,.\,\cos\alpha = \text{tang}\,\alpha$$

setzen. Man erhält dadurch

$$H = G \cdot \frac{G}{K \cdot F \cdot v^2} = \frac{G^2}{F \cdot K \cdot v^2}$$

Die Leistung des Motors an der Schraube ist dann unter Berücksichtigung des Wirkungsgrades η der gesamten Kraftübertragung.

$$L_{PS} = \frac{H \cdot v}{75 \cdot \eta} = \frac{G^2 \cdot v}{75 \cdot F \cdot K \cdot v^2 \cdot \eta} = \frac{G^2}{75 \cdot F \cdot K \cdot v \cdot \eta}$$

η hat sich mir bei Nachrechnung der ausgeführten brauchbaren Konstruktion zu 0,5 bis 0,8 herausgestellt. (K zu 0,2 angenommen.)

Liegt die Schraubenachse nicht wie hier gezeigt, wagerecht, sondern z. B. innerhalb der Fläche, oder bildet sie mit ihr einen kleineren Winkel, als den Flugwinkel α, so kommt nur ein

[1]) Lanchester, Aerodynamics. London.

Teil ihrer Wirkung für den Vortrieb in Betracht, dafür aber eine andere Komponente für den Hub, was nicht als ungünstig bezeichnet werden kann. Dies ist z. B. auch der Fall, wenn ein Lenkballon mit seiner Maschinenkraft als Gleitflieger emporsteigt.

Beim Drachenflieger legt man die Schraubenachse in einen Winkel von etwa 3° zur Tragflächensehne.

Ist β der Winkel der Schraubenachse gegen die Flugrichtung v (Abb. 97), so vergrößert die Teilkraft h = T sin β den Hub der Tragfläche. Da bei geringeren Geschwindigkeiten der größere Teil der Schraubenkraft für den Hub gebraucht wird,

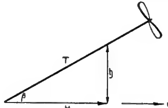


Abb. 97.

so ist der Zuwachs h für den Hub vorteilhafter als die Einbuße an Vortrieb, die dadurch zustande kommt, daß der Vortrieb H statt T nur T . cos β beträgt.

c) Die Auffluggeschwindigkeit.

Eine für die Beurteilung einer Flugzeugkonstruktion sehr wichtige Größe ist die Auffluggeschwindigkeit, also die Geschwindigkeit, die das Flugzeug gegen die Luft wenigstens haben muß, um eine Hubkraft gleich seinem Eigengewicht zu entwickeln. Weht ein Gegenwind, so ist diese Geschwindigkeit natürlich mit geringerer Relativgeschwindigkeit zum Boden zu erlangen.

Die Auffluggeschwindigkeit v ergibt sich durch Umformung der vorigen Gleichung zu

$$v = \frac{G^2}{75 \cdot F \cdot K \cdot L \cdot \eta}$$

Setzt man K = 0,2 und den Wirkungsgrad $\eta = 0{,}5$ ein, so erhält man

$$v = \frac{1}{7{,}5} \cdot \frac{G^2}{F \cdot L}$$

Diese Gleichungen enthalten alles, was man zur Beurteilung einer vorhandenen und zum Entwurf einer neuen Konstruktion gebraucht.

d) Die Flächenbelastung.

Vielfach wird noch mit dem Begriff der Flächenbelastung $\frac{G}{F}$ gearbeitet, die man aus der vorigen Gleichung aussondern kann, so daß man erhält

$$v = \frac{1}{75 \cdot K \cdot \eta} \cdot \frac{G}{F} \cdot \frac{G}{L}$$

$\frac{G}{F}$, die Flächenbelastung, bezeichnet die auf den qm Tragfläche entfallenden kg, während $\frac{G}{L}$ die durch 1 PS gehobenen kg bedeutet.

Bei der Abwägung der einzelnen Glieder sind diese Ausdrücke vielleicht von Bedeutung. Im übrigen spielt bei einer Vergrößerung von ausgeführten Modellen weniger die Flächenbelastung, als vielmehr der Ausdruck $\frac{F^{1/2}}{G^{1/3}}$ eine Rolle. Wie Müllenhoff[1]) in einer sehr eingehenden Arbeit schon 1884 ge-



Abb. 98.

zeigt hat, besitzt diese Größe bei allen Vögeln gleicher Flugart nahezu denselben Wert und schwankt bei den guten Fliegern nur zwischen 5 und 7. In den ausgeführten Flugapparaten, z. B. bei den von Wright ist er nahezu eben so groß, nämlich 8,9. (F ist in qcm und G in g einzusetzen.)

Eine zu große Flächenbelastung ist deshalb nicht wünschenswert, weil solche Apparate beim Gleitflug eine hohe Geschwindigkeit annehmen. Indessen ist die Befürchtung, daß der Aufprall auf den Boden leicht zu heftig wird, aus dem Grunde übertrieben, weil der Abflug schräg, und nicht senkrecht erfolgt.

Wegen des schrägen Fluges von etwa 10° kommt nur die Teilkraft x für den Landungsstoß zur Wirkung. (Abb. 98.) Die viel größere Kraft y läßt den Flieger auf der Erde entlang gleiten, wo seine Bewegungsenergie durch Bremsen der Räder oder dergl. vernichtet werden kann.

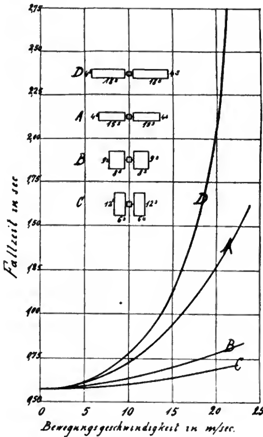
Der Aufprall eines Gleitfliegers auf den Boden ist außerdem noch aus dem Grunde geringer, weil auch seine Fallgeschwindigkeit infolge seiner seitlichen Fortbewegung geringer ist.

---

[1]) Müllenhoff. Ueber die Größe der Flugflächen. Pflügers Archiv. Bonn 1884.

Die Berechnung der Endgeschwindigkeit eines im Gleitflug bewegten Körpers aus der Formel

$$v_{max} = \sqrt{\frac{G}{K \cdot F}} \text{ (vgl. S. 103)}$$



Durchschnittsgewicht der Platten = 465 gr.

Abb. 99.

für den Fall im lufterfüllten Raum ist demnach hier nicht am Platze. Wie Langley[1]) durch Versuche gezeigt hat, fällt ein

[1]) Langley. Experiments in aerodynamics. Washington 1891.

bewegter Körper langsamer. Das Schaubild (Abb. 99) zeigt seine Versuchsergebnisse. Die Abscisse enthält die Bewegungsgeschwindigkeit der Platten A, B, C und D in skm, während die Ordinaten die Fallzeiten in Sekunden angeben. Man erkennt deutlich den Einfluß des Umstandes, ob die Lang- oder die Schmalseite angeblasen wird, sowie, daß die wagerechten Platten mit wachsender Bewegungsgeschwindigkeit langsamer fallen. Es ist dies eine Folge des schiefen Stoßes, den die bewegten Luftteilchen erfahren. (Vgl. S. 116.)

Vielfach werden bekanntlich mehrere Tragflächen der Flieger übereinander angeordnet. Die Frage, wie weit hierbei die Tragfähigkeit der Fläche, die etwas im Windschatten der anderen

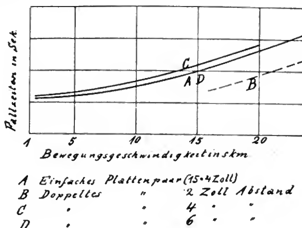


Abb. 100.

sich befindet, gemindert wird, ist von Langley[1]) untersucht. Die Ordinaten der Abb. 100 geben die Fallzeiten in Sek., die Abscissen die Bewegungsgeschwindigkeit der Platten in skm an. Man erkennt, daß bei einer gegenseitigen Entfernung gleich der Plattenbreite die Fallgeschwindigkeit fast gar nicht größer ist, als wenn die Platten nebeneinander stehen.

Die Erfahrung scheint übrigens dafür zu sprechen, daß Mehrdecker eine bessere Dämpfung zeigen. Ferner läßt sich die Raumkonstruktion eines Mehrdeckers eher leicht und zugleich fest herstellen, so daß man ganz große Maschinen wahrscheinlich stets als Mehrdecker bauen wird.

[1]) Langley. Experiments in aerodynamics. Washington 1891.

Dazu kommt, daß der Druckmittelpunkt einer ungeteilten Gesamtfläche bei einer Aenderung der Windrichtung einen größeren Weg zurücklegt und damit ein größeres Kippmoment erzeugt, als wenn die einzelnen Angriffpunkte auf ihren kleineren Flächen wandern.

Hintereinander in gleicher Höhe angeordnete Flächen stören sich nur wenig, wenn ihr Abstand nicht zu klein ist, etwa das Dreifache der Flächentiefe beträgt.

e) Der Kraftbedarf eines Flugzeugs.

Es dürfte in der Formel für die Auffluggeschwindigkeit auffallen, daß die Leistung im Nenner steht, woraus folgt, daß zur Ermöglichung einer geringeren Fluggeschwindigkeit die Leistung vergrößert werden muß. Es liegt dies daran, daß bei einer kleineren Geschwindigkeit eben der Flugwinkel und damit die für das Schweben erforderliche Leistung natürlich bedeutend wachsen müssen. Außerdem ist in ihr der Stirnwiderstand noch nicht mit in Rechnung gezogen.

Wenn man die Tatsache, daß ein bewegter Körper langsamer fällt als einer, der nur der Schwere überlassen ist, nicht berücksichtigt, so kommt man bei verschiedenen Ueberlegungen zu falschen Schlüssen. Will man z. B. den Kraftbedarf für das Schweben eines Flugzeugs ausrechnen, so kann man etwa so vorgehen, daß man sich sagt, der Körper müsse sekundlich so viel gehoben werden, als er in diesem Zeitabschnitt fallen würde, wenn er mit gleichförmiger Geschwindigkeit fiele. Nun geht der freie Fall im lufterfüllten Raum sehr bald aus der beschleunigten in gleichförmige Geschwindigkeit über. Seine Beschleunigung hört natürlich auf, sobald seine Fallgeschwindigkeit so groß ist, daß der erzeugte Luftwiderstand gleich dem Eigengewicht des Flugzeugs ist. In diesem Falle gilt die Gleichung

$$N = G = K \cdot F \cdot v^2, \text{ also}$$

$$v = \sqrt{\frac{G}{K\,F}}.$$

Nimmt man die jetzt meist benutzte Flächenbelastung $\frac{G}{F}$ = 10 kg/qm an und K zu 0,2, so wird

$$v = \sqrt{\frac{10}{0,2}} = \sqrt{50} = \backsim 7,07 \text{ skm.}$$

Für ein Flugschiff von G = 450 kg würde sich hiernach ein Motor ergeben, der imstande wäre, diese 450 kg in jeder Sekunde 7,07 m hoch zu heben, also von einer Leistung von $\frac{450 \cdot 7,07}{75} = 42,24$ PS.

Daß die zum Schweben erforderliche Leistung, wie aus den ausgeführten Flugzeugen hervorgeht, erheblich geringer ist, beweist einmal, daß K mit 0,2 wahrscheinlich zu gering angesetzt ist, und besonders, daß die vorwärtsbewegten Flächen eine geringere Leistung zum Schweben erfordern.

Um die geringere Fallgeschwindigkeit bewegter Körper zu erklären, hat man zu den sonderbarsten Vorstellungen gegriffen und zu diesem Zweck Formeln aufgestellt, die unhaltbar waren. Eine solche ist z. B. die Formel von Loeßl[1]) für die höchste Fallgeschwindigkeit eines mit der Geschwindigkeit v bewegten Körpers

$$v_{max} = \sqrt{\frac{g}{\gamma} \cdot \frac{G}{F + b \cdot v}}$$

In dieser Formel ist b die Breite der Fläche. Nach ihr müßte z. B. ein drahtartiger Körper außerordentlich langsam fallen.

Zu richtigen Ergebnissen gelangt man, wenn man berücksichtigt, daß eine bewegte Platte während des Falles nicht senk-

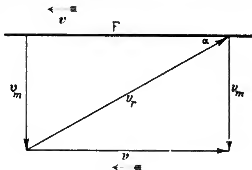


Abb. 101.

recht, sondern schräg von den Luftteilchen getroffen wird. In Abb. 92 besitzt die Fläche F eine wagerechte Geschwindigkeit v von rechts nach links. Fällt sie mit der noch zu ermittelnden Geschwindigkeit v_m nach unten, so wird sie von den Luftteilchen in der Richtung v_r getroffen, die mit der Fläche den Winkel α einschließt.

Es bestehen dann die Beziehungen

$$v_r^2 = v^2 + v_m^2 \quad \text{und}$$

$$\sin \alpha = \frac{v_m}{v_r}$$

[1]) Loeßl. Die Luftwiderstandsgesetze. Wien.

Soll der erzeugte Luftwiderstand N gleich dem Gewicht G der Fläche sein, so muß sein

$$N = G = K \cdot F \cdot v_r^2 \cdot \sin \alpha$$

$$G = \frac{K\ F\ (v_m^2 + v^2)\ v_m}{\sqrt{v_m^2 + v^2}}$$

$$G^2 = K^2\ F^2\ v_m^2\ (v_m^2 + v^2)$$

$$v_m^4 + v^2 \cdot v_m^2 = \frac{G^2}{K^2\ F^2}$$

$$v_m^2 = -\frac{v^2}{2} + \sqrt{\frac{G^2}{K^2\ F^2} + \frac{v^4}{4}}$$

Nimmt man zu dem Werte des letzten Beispiels, also $\frac{G}{F} =$ 10 kg/qm, eine Bewegungsgeschwindigkeit v = 20 skm an, so erhält man nach der letzten Gleichung

$$v_m^2 = -200 + \sqrt{\frac{100}{0{,}04} + \frac{160000}{4}}$$

$$v_m^2 = -200 + \sqrt{2500 + 40000}$$

$$v_m^2 = -200 + \sqrt{42500} = 6$$

$$v_m = \sqrt{6} = 2{,}45 \text{ skm.}$$

Betrage wieder das Gewicht des Flugzeugs 450 kg, so wird die erforderliche Schwebeleistung nach dieser Rechnung $\frac{450 \cdot 2{,}45}{75}$ = 14,70 PS, ein Wert, der recht gut mit den Erfahrungen übereinstimmt.

Auch mit der auf S. 110 abgeleiteten Formel stimmt dieser Wert überein. Setzt man, da der Wirkungsgrad η in der vorigen Formel vernachlässigt worden ist, diesen gleich 1, so erhält man für die Schwebeleistung, wenn man die obigen Werte in die Formel

$$L_{PS} = \frac{G^2}{75 \cdot F \cdot K \cdot v \cdot \eta} \text{ einführt,}$$

$$L_{PS} = \frac{450^2}{75 \cdot 45 \cdot 0{,}2 \cdot 20} = 15 \text{ PS.}$$

Aus beiden Formeln erhellt die außerordentliche Bedeutung der Fluggeschwindigkeit v. Ist sie klein, so ist die zum Schweben nötige Leistung groß. Es erklärt sich hieraus, daß eine Flugmaschine beim Anfahren auf unebenem Boden, wo außer dem Luftwiderstande noch die Boden- und Räderreibung zu überwinden und der Wirkungsgrad der für die schnelle Fahrt gebauten Schrauben kleiner ist, häufig ihre Schwebegeschwindigkeit nicht zu erlangen vermag. In solchem Falle ist eine Abflugvorrichtung z. B. nach Art der Wrightschen zu empfehlen.

Die Formeln, die bisher für die erforderliche Motorleistung eines Flugzeugs aufgestellt wurden, enthalten sämtlich nicht den Stirnwiderstand, berücksichtigen also nur die Kraft, die für das Schweben erforderlich ist, und vernachlässigen die Kraft, die nötig ist, um dem Flieger ohne Rücksicht auf seinen Schwebezustand den erforderlichen Vortrieb zu verleihen.

Das Vorwärtskommen hindert außer der schon beim Schweben berücksichtigten Teilkraft der schrägen Fläche während des Fluges ausschließlich der Luftwiderstand des Fliegers, zu dem während der Fahrt auf dem Boden noch die Bodenwiderstände der Räder kommen. Der Luftwiderstand besteht aus dem Widerstand, den das Gestell, die Kanten der Tragflächen, der Motor und der Fahrer bieten. Er ist dem für das Schweben erforderlichen hinzuzurechnen. Seine Größe ist abhängig von der Größe der Flächen, von ihrer Gestalt, wozu auch der Grad der Glätte gehört, und von der Fluggeschwindigkeit.

Die Gesamtheit der Flächen aller dieser Teile kann man sich durch eine einzige ebene Fläche ersetzt denken, die senkrecht zur Flugrichtung steht und deren Widerstand dem aller Flugmaschinenteile gleich ist.

Nennt man diese Stirnfläche f, so ist der durch sie erzeugte Widerstand der Stirnwiderstand S des Apparates

$$S = K \,.\, f \,.\, v^2$$

und die beim Fluge durch ihn verzehrte Leistung

$$L^s_{PS} = K \cdot f \cdot v^3$$

Die gesamte erforderliche Vorschubkraft ist demnach[1])

$$H + S = G \operatorname{tang} \alpha + Kfv^2$$

und die Gesamtleistung

$$L + L^s = \frac{G^2}{75 \cdot F \cdot K \cdot v \cdot \eta} + \frac{K \cdot f \cdot v^3}{75 \cdot \eta} \quad ^{1})$$

η ist der Wirkungsgrad der gesamten Kraftübertragung. Der Ausdruck für die Leistung besteht also aus zwei Teilen, aus der Schwebeleistung L, die mit der Geschwindigkeit abnimmt, und der Leistung L^s zur Ueberwindung des Stirnwiderstandes, die mit der dritten Potenz der Geschwindigkeit zunimmt.

Gewicht, Fläche, Leistung und Stirnwiderstand des Fliegers seien feste Größen, v werde in gewissen Grenzen geändert. Verringert man v, indem man den Winkel zwischen Fläche und Flugrichtung, also den Flugwinkel vergrößert, so wächst damit die Schwebeleistung, während die Vortriebleistung abnimmt. Es

[1]) Vgl. S. 110.

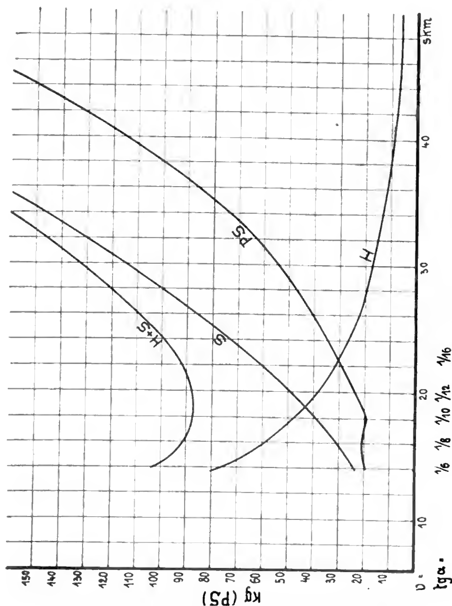


Abb. 102.

ist klar, daß es einen Flugwinkel und damit eine Geschwindigkeit v geben muß, für die die erforderliche Leistung am geringsten wird.

Aendert man in der letzten Gleichung die Werte für v und setzt für die anderen Größen Werte ein, wie sie etwa dem Wrightschen Flugzeug entsprechen, G = 480 kg, F = 60 m², f = 1 m², so erhält man die Kurven der Abb. 102. Man erkennt den entgegengesetzten Verlauf der H- und S-Kurve, sowie, daß bei den angenommenen Werten der geringste Gesamtwiderstand bei einer Fluggeschwindigkeit von etwa 18 skm entstehen würde. Ferner ergibt sich dadurch die Forderung, zur Erreichung hoher Geschwindigkeiten den Stirnwiderstand möglichst klein zu halten, was durch Vermeidung unnützer Wände, durch Verwendung glatten Stoffes, geeigneter Querschnitte der Stäbe, durch Einkapselung von Motor und Fahrer u. dergl. zu erreichen ist.

Die zum Auftrieb des Flugzeugs nötige Leistung muß aber noch etwas größer sein, als soeben berechnet. Beim Anfahren müssen, wenn man sich nicht einer Vorrichtung nach Art der Wrightschen bedient, noch die Bodenwiderstände überwunden werden. Außerdem hat der Motor beim Aufstieg noch die Steigeleistung aufzubringen. Diese ist gar nicht gering. Um sie zu ermitteln, nehme man an, daß der Flieger eine Steigung von 10 v. H. in der Luft müsse nehmen können, um Hügeln oder dergleichen auszuweichen. Auf 10 m muß er also 1 m und auf 20 m, die als Sekunden-Geschwindigkeit angenommen werde, demnach 2 m steigen. Wiegt das Flugzeug 450 kg, so entspricht dies einer Steigeleistung von $\frac{450 \cdot 2}{75} = 12$ PS, ist also erheblich und um so mehr zu berücksichtigen, als wegen des Wirkungsgrades von $\eta = 0{,}5$ vom Motor das Doppelte aufzubringen ist.

Hiergegen kommt der Mehrbedarf an Kraftleistung beim Befahren von Kurven nicht in betracht und kann, da man meist doch nicht nötig hat, in der Kurve auch noch zu steigen, vernachlässigt werden. Die Kraftverhältnisse in der Flugkrümmung werden gelegentlich (S. 126) besprochen werden. Der Mehrbedarf an Leistung in der Kurve ergibt sich aus der Ueberlegung, daß bei dem in der Kurve geneigten Flugzeug der Luftwiderstand, der auf der Fläche senkrecht bleibt, in demselben Winkel geneigt ist wie die Fläche, um, wie auf S. 151 gezeigt ist, eine Teilkraft der Zentrifugalkraft entgegenzustellen. Diese beträgt z. B. bei 450 kg, v = 20 skm und einer Wegkrümmung von 100 m Radius $\frac{Mv^2}{r} = \frac{450 \cdot 400}{10 \cdot 100} = 180$ kg. Die 450 kg Gewicht bleiben senkrecht. Die Schlußlinie in dem Kräftedreieck ist dann $\sqrt{180^2 + 450^2} = 483$ kg. (Abb. 103).

Bei der Berechnung der Schwebeleistung würden demnach 483 statt 450 kg in die Rechnung einzuführen sein; sie würde

in dem Verhältnis $\frac{483^2}{450^2} = 1{,}15$ zunehmen, muß also 15 v. H. größer sein.

Man dürfte nicht fehlgreifen, wenn man bei Entwürfen den erforderlichen Vortriebdruck zu $^1/_5$ des Flugzeuggewichts annimmt.

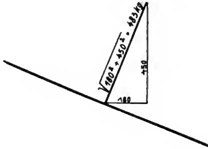


Abb. 103.

f) Andere Berechnungsweisen der Tragkraft.

Der Gedankengang, den man, abweichend von dem bisher befolgten, sonst mehrfach zur Berechnung von Tragflächen und Leistungen eingeschlagen hat, beruht darauf, daß man sich sagt, um einen Körper in der Schwebe zu halten, sei zwar keine Energie nötig, da das Potential des Körpers in bezug auf die Erde nicht geändert wird. Da dem Körper indessen ein Stützpunkt fehlt, so muß der Gegendruck durch den Rückstoß nach unten geschleuderter Körperteilchen, zumeist Luftteilchen, erzeugt werden.



Abb. 104.

Hierbei begeht man meist den Fehler, nur die Unterseiten der Tragflächen als wirksam anzusehen, während doch eine unten ebene Tragfläche, deren Oberseite gewölbt ist, etwa nach Abb. 104, durch die über sich erzeugte Luftverdünnung auch hebend wirken kann. Zur Begründung dieser Ansicht sei auf eine Luftschraube hingewiesen, die Lilienthal angefertigt hatte und die in beiden Drehrichtungen hebend wirkte. Obwohl natürlich in weit höherem Maße die Oberseite einer gewöhnlichen gewölbten Tragfläche durch die Erzeugung eines Unterdruckes wirkt, sind doch alle nur die Unterseite berücksichtigenden, auf

den Rückstoß nach unten geschleuderter Luftteilchen beruhenden Rechnungen hinfällig.

Hierzu kommt, daß man nie weiß, wieviel Luft anstatt senkrecht nach unten geschleudert zu werden, nur in Wirbelung versetzt wird und dadurch nicht tragend, sondern nur Arbeit verzehrend wirkt. Die Rechnungsergebnisse sind daher auch stets durch Erfahrungszahlen berichtigt. Aus diesem Grunde ist die elementare Art der Rechnung, die sich von vornherein auf die Erfahrungswerte stützt, hier am meisten berücksichtigt worden.

Die Rechnungsweise, die von den nach unten geschleuderten Luftteilchen ausgeht, ist folgende:[1])

Sei F der Querschnitt des nach unten gerichteten Luftstroms, den die Tragflächen ergeben, in qm, seine spez. Masse $\frac{\gamma}{g}$, seine Geschwindigkeit c, so muß eine Masse $c\,F\,\frac{\gamma}{g}$ in der Sekunde auf die Geschwindigkeit c beschleunigt werden. Hierzu ist eine Leistung von

$$L = \frac{F\,\gamma\,c^2}{g \cdot 2}$$

erforderlich.

Der hierdurch erzeugte Beschleunigungsdruck ist

$$\int d\,P = \int m\,\frac{dc}{dt}\,dt = \frac{F\,\gamma}{g}\,c^2$$

Da der Druck gleich dem Gewicht sein muß, das durch ihn schwebend erhalten werden soll, so muß die Beziehung bestehen

$$G = \frac{F\,\gamma}{g}\,c^2.$$

Hieraus ergibt sich

$$c = \sqrt{\frac{G\,g}{F \cdot \gamma}} \text{ und } L = \frac{G \cdot c}{2} = \frac{G}{2}\sqrt{\frac{G\,g}{F\,\gamma}} = \frac{1}{2}\,G^{3/2}\left(\frac{g}{F\,\gamma}\right)^{1/2} \text{ in smkg.}$$

Wäre der Luftstrom nicht senkrecht nach unten gerichtet, sondern wiche er von der Senkrechten um den Winkel β ab, so erhielte man für die erforderliche Leistung

$$L = \frac{G}{2\,\cos\beta}\sqrt{\frac{G\,g}{F\,\gamma\,\cos\beta}} = \frac{1}{2}\left(\frac{G}{\cos\beta}\right)^{3/2}\left(\frac{g}{F\,\gamma}\right)^{1/2}$$

Wendet man diese Gleichungen auf die gekrümmte Tragfläche an, die einen Luftstrom von der Breite b und der Höhe h

[1]) vgl. Zeitschrift d. V. d. Ing. 1909 No. 8 und 9; ebenso Zeitschrift des österr. Ing. und Arch. Vereins, 1903 No. 42 und 43.

ablenkt, wenn sie mit der Geschwindigkeit v bewegt wird, so ergibt sich die absolute Austrittgeschwindigkeit des Luftstroms

$$c = 2 \cdot v \cdot \sin\frac{\alpha}{2}$$

α ist der Winkel der Tangenten zwischen den Ein- und Austrittstellen der Fläche.

Da man die Fläche am Ende aber zweckmäßig elastisch macht und vielleicht etwas nach oben krümmt, so wird der in die Rechnung einzusetzende Wert von α dadurch sehr unsicher.

Die Austrittgeschwindigkeit schließt mit der Senkrechten den Wert $\frac{\alpha}{2}$ ein. Es ergibt sich nach Einsetzung der Werte in die Gleichung für die Leistung

$$L = \frac{G}{2\cos\frac{\alpha}{2}} \sqrt{\frac{\frac{G\,g}{hb}}{2\sin\frac{\alpha}{2}} - \gamma\cos\frac{\alpha}{2}} = G\sqrt{\frac{G\,g}{hb\gamma}} \cdot \sqrt[4]{\frac{(1-\cos\alpha)}{(1+\cos\alpha)^3}}$$

$$v = \sqrt{\frac{G\,g}{hb\gamma}} \cdot \sqrt{\frac{1}{\sin\alpha}}$$

Die Werte $\sqrt[4]{\frac{1-\cos\alpha}{(1+\cos\alpha)^3}}$ und $\sqrt{\frac{1}{\sin\alpha}}$ müssen zu 0,4 angenommen werden. Dann erhält man z. B. für den Wrightschen Flieger G = 410 kg mit Führer, h . b = 37,5 qm, $\alpha = 20^0$ (?)

$$L = \frac{410}{75}\sqrt{\frac{410 \cdot 2{,}81}{3{,}75 \cdot 1{,}3}} \cdot 0{,}38 = 18{,}8 \text{ PS.}$$

Man erkennt, daß die sich ergebenden Formeln für den praktischen Gebrauch nicht bequem sind. Dazu kommt ihre Unsicherheit in der Ableitung, so daß die zu Anfang der Rechnungen ausgesprochene Behauptung, die Formeln anders als elementar abzuleiten, sei nicht zweckmäßig, hiermit begründet sein dürfte.

Prüft man die letztgenannten Formeln an praktischen Fällen, so ergibt sich z. B. bei dem von Voisin erbauten Apparat ein Flugwinkel von 24^0. Dieser Winkel ist etwa der, den die Tragflächen des ruhenden Fliegers mit dem Boden einschließen. Sobald der Apparat aber angefahren ist, heben sich die Hinterräder vom Boden ab, wodurch der Winkel erheblich kleiner wird. Mit diesem Flächenwinkel muß der Flieger dann natürlich auch auffliegen. Dazu kommt, daß die Brüder Voisin den Flugwinkel selbst nach kinematographischen Aufnahmen auf 1 bis 2^0 gemessen haben. Manchmal war der Winkel sogar negativ, was sich aus aufsteigenden Luftströmen erklären läßt.

4. Anwendung der Luftwiderstandsgesetze auf die Luftschrauben.

a) Allgemeine Begriffe bei Luftschrauben.

Vor der Ableitung der Formeln für die Luftschrauben seien erst einige allgemeine Begriffe erörtert, die für Luftschrauben geltend sind.

Eine Schraubenwindung entsteht bekanntlich, wenn man eine schiefe Ebene um einen Zylinder wickelt (Abb. 105). Die Höhe AB der schiefen Ebene, deren Grundlinie A A' gleich dem Umfange der Walze ist, nennt man die Steigung s der Schraube und α den Steigungswinkel.

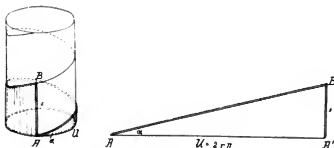


Abb. 105.

Zwischen diesen Größen besteht die Beziehung

$$\frac{s}{2r\pi} = \text{tang}\ \alpha.$$

Denkt man sich die Schraube in einem nachgiebigen Mittel gedreht, so schraubt sie sich bei jeder Umdrehung in ihrer Achsrichtung um die Strecke s, ihre Steigung, fort.

Ist das Mittel dagegen ein nachgiebiges, wie Wasser oder Luft, so bewegt sie sich selbst um eine kleinere Strecke als s vorwärts. Nennt man die Strecke, die die Schraube bei einer Umdrehung fortschreitet, s', so bedeutet s — s' die Strecke, die die Schraube weniger vorwärts kommt, als ihrer Steigung entspricht. Diesen Unterschied nennt man Schlupf und

$$\frac{s - s'}{s}$$

das Schlüpfungsverhältnis.

Man geht nicht fehl, wenn man beim Entwerfen einer Luftschraube den Schlupf zu 20 bis 25 v. H. der Steigung annimmt. Hat man ihn nicht genau getroffen, so gleicht sich der Fehler

von selbst dadurch aus, daß der Motor seine Umlaufzahl etwas ändert und der Steigung anpaßt. Schreitet eine Schraube bei jeder Umdrehung genau um ihre Steigung fort, ist ihr Schlupf also gleich Null, so findet im allgemeinen keine Druckwirkung zwischen der Schraube und dem umgebenden Mittel statt.

Bei einer Luftschraube ist die auf den Achszylinder gewickelt gedachte schiefe Ebene von erheblicher Stärke. Die Stärke der schiefen Ebene ist r. in Abb. 106.

Da sich bei der Fortbewegung in Richtung der Achse die inneren wie die äußeren Teile um die gleiche Strecke fort-

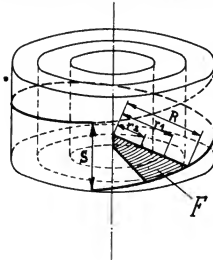


Abb. 106.

schrauben müssen, so muß zweckmäßig die Steigung s der Schraube in der Nähe der Achse die gleiche sein wie im äußeren Umfang.

Wegen der Beziehung

$$\frac{s}{2r\pi} = \text{tang}\ \alpha$$

muß bei überall gleichem s mit dem Radius r auch der Steigungswinkel α sich ändern. Dieser Winkel ist daher bei den Schraubenteilen in der Nähe der Nabe größer als am Umfang.

b) Ableitung der Formeln.

Die Fläche einer Luftschraube kann man mit einer Tragfläche vergleichen, die im Kreise statt in einer Geraden bewegt wird.

Die Gleichungen für die Luftschrauben kann man daher nach ganz ähnlichen Grundsätzen ableiten, wie für die Flugflächen. Unter Berücksichtigung der Tatsache, daß man noch keine völlig befriedigende Theorie für die Wasserschrauben hat, kann man sich wohl mit den hier entwickelten, sehr elementaren Ausführungen zufrieden geben, um so mehr, als die nachher durchzurechnenden Beispiele eine ausreichende Uebereinstimmung mit bekannten Ausführungen zeigen und nicht gar zu erhebliche Fehler dadurch sich ausgleichen, daß die Umlaufzahl des Antriebmotors sich der Schraube anpaßt. Wie nachher gezeigt wird, ändern ganz geringe Abweichungen der Umlaufzahl die Leistungsaufnahme der Schraube erheblich.

Entwickelt eine Vortriebschraube den Achsdruck A und bewegt sie sich dabei mit einer Geschwindigkeit v skm vorwärts, so leistet sie hierbei

$$A \cdot v \text{ mkg/sek oder}$$

$$\frac{A \cdot v}{75} \text{ PS.}$$

Läßt man zunächst den Schlupf unberücksichtigt, so ist der Weg der Schraube bei einer Umdrehung gleich ihrer Steigung s', bei n minutlichen Umdrehungen also

$$s' \cdot n \text{ m.}$$

Der sekundliche Weg beträgt also

$$v = \frac{n \cdot s'}{60}$$

Die Leistung der Schraube beträgt dann

$$A \cdot v = \frac{A \cdot s' \cdot n}{60} \text{ mkg/sek.} \qquad \text{oder}$$

$$\frac{A \cdot s' \cdot n}{60 \cdot 75} \text{ PS}$$

Man erhält also als Grundformel für die schlupflos gedachte Schraube

$$L_{PS} = \frac{A \cdot s' \cdot n}{75 \cdot 60}$$

Der auf die Pferdestärke erzielte Schub ist demnach

$$\frac{A}{L} = \frac{75 \cdot 60}{s' \cdot n}$$

Nun sind s' und n von einander abhängige Größen, und zwar besteht, wie vorher gezeigt wurde, zwischen ihnen die Beziehung

$$s' = \frac{60 \cdot v}{n.}$$

Man kann aus dieser Formel demnach nur schließen, daß es gleichgiltig für die Güte einer Schraube ist, wie groß man

ihre Umlaufzahl n wählt. Ist sie groß, so muß die Steigung klein sein und umgekehrt.

Daß langsam laufende große Schrauben im allgemeinen vorzuziehen sind, hat Gründe, die mit der bisherigen Ueberlegung nichts zu tun haben; es liegt vielmehr, wie später gezeigt werden soll, daran, daß man bei kleinerem n, um den gleichen Druck zu erzeugen, größere Flächen verwendet, bei deren langsamem Umlauf die Arbeitsverluste geringer sind.

Im übrigen kann man die für die schlupflos gedachte Schraube abgeleitete Formel

$$L = \frac{A \cdot s' \cdot n}{75 \cdot 60}$$

auch für die mit Schlupf arbeitende und sogar für die an Ort arbeitende Hubschraube anwenden. Die Druckwirkung kommt offenbar dadurch zustande, daß zwischen Luft und Schraubenfläche eine Relativbewegung vorhanden ist. Ist wegen des Fortschreitens der Schraube die Relativgeschwindigkeit kleiner, so braucht die Schraube nur ein wenig schneller zu laufen, um den Unterschied wieder auszugleichen. Die Verschiedenheit der Umlaufzahlen ist wegen der im Vergleich zur Umfangsgeschwindigkeit kleineren Fortbewegungsgeschwindigkeit der Schraube nur gering.

Will man eine Schraube berechnen, so richtet sich der Gang der Rechnung natürlich nach den gegebenen Größen. Ist zum Beispiel die Fluggeschwindigkeit v gegeben und die Umlaufzahl n der Schraube angenommen (bestimmt aus der Umlaufzahl des Motors und der etwa notwendigen Uebersetzung), so ergibt sich die Steigung der zu verwendenden Schraube nach den Beziehungen

$$s = x \,.\, s'$$

Wie vorher bewiesen, ist

$$s' = \frac{60 \cdot v}{n.}$$

wobei x zweckmäßig zu $^4/_3$ oder $^5/_4$ gewählt wird. Der reziproke Wert von x ist dann, wie Seite 134 abgeleitet ist, der angenommene Wirkungsgrad der Schraube. (Unter Vernachlässigung der Reibungs- und Kraftübertragungsverluste.)

Die Größe, die nun noch unbekannt ist, ist die Schraubenfläche und die Art ihrer Verteilung auf zwei oder mehr Flügel. Wie bei den Tragflächen ist es auch bei den Schraubenflächen ratsam, ihre Breite nicht zu groß zu wählen, sowie den Raum zwischen zwei aufeinander folgenden Flügeln möglichst groß zu lassen, damit nicht der eine Flügel in die bewegte Luft des anderen gerate. $^1/_{20}$ Sekunde Abstand soll hier die einzuhaltende

Mindestzeit sein. Indes sind auch schon Schrauben mit geringeren Abständen gut gelaufen.

Sind andere Größen gegeben, wie der zu erzielende Vortrieb A und die Fluggeschwindigkeit v, so ergibt sich die Steigung wieder wie vorhin aus v und der Umlaufzahl n, während die Motorleistung L in der Formel

$$L_{PS} = \frac{A \cdot s \cdot n}{75 \cdot 40}$$

die Unbekannte ist.

In jedem Falle handelt es sich jetzt noch um die Berechnung der Schraubenfläche. Diese soll in folgendem nach Art der Tragflächenberechnung ermittelt werden.

Der Neigungswinkel der Schraubenfläche gegen die Drehrichtung ist, wie bei der Erörterung der Schraubeneigenschaften

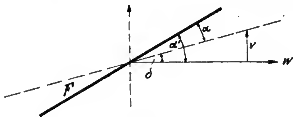


Abb. 107.

erwähnt wurde, in der Nähe der Nabe größer und nimmt nach außen hin ab. Da die Umfangsgeschwindigkeit der einzelnen Schraubenpunkte mit dem Radius r und damit der Luftdruck auf die Flächeneinheit mit dem Quadrat des Radius wächst, so läßt man häufig die Fläche nach außen hin kleiner werden, so daß die Flügelfläche einen Körper mit nahezu gleichmäßig verteilter Last darstellt. Der Druckmittelpunkt liegt dann im Schwerpunkt der Flügelfläche. Bei anderen Flügelformen ist der Angriffsmittelpunkt des Luftdrucks nicht sofort zu ermitteln. Er liegt gewöhnlich etwa um $^1/_3$ des Schraubenflächenradius vom äußeren Umfang entfernt. Der in die Rechnung einzuführende Weg der Fläche bei einer Umdrehung ist der ihres Druckmittelpunktes. Bei einem Abstand r von der Drehachse ist sein Weg $= 2\,r\,\pi$, und seine Geschwindigkeit

$$v = \frac{2\,r\,\pi\,n}{60} = \frac{r\,\pi\,n}{30}.$$

Bei Triebschrauben, die gleichzeitig mit der Drehung noch eine fortschreitende Bewegung ausführen, ist der in die Rechnung eingehende Angriffswinkel α zwischen Luft und Schraubenfläche

von dem Konstruktionswinkel α', dem Neigungswinkel der Fläche gegen die Drehebene verschieden. In Abb. 107 bedeutet F einen Schnitt durch die Flügelfläche, die in der Richtung und Geschwindigkeit w gedreht werde. Bewegt sich nun die Schraubenachse selbst mit der Geschwindigkeit v, so würde, wenn die Fläche die Lage der gestrichelten Linie hätte, also mit w den Winkel δ bildete, kein Druck auf sie ausgeübt werden (s wäre = s'). Für die Erzeugung der Luftdruckwirkung kommt daher nur der Winkel $\alpha' - \delta = \alpha$ in Frage. Die Schraubensteigung muß also um so höher sein, je größer die Fahrgeschwindigkeit ist. Auch ist ohne weiteres einzusehen, daß bei gleicher Umlaufzahl der Achsdruck beim Stillstand des Fahrzeugs, also im Augenblick des Anfahrens, größer als während des Flugs ist.

Der Winkel δ ergibt sich aus der Beziehung

$$\operatorname{tang} \delta = \frac{v}{w}$$

Für die Betrachtung wählen wir jetzt den Wert des Winkels α,

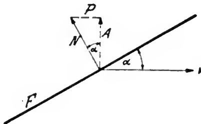


Abb. 109.

der sich im Abstand r von der Drehachse, also im Druckmittelpunkt befindet. (Bei der Benutzung der folgenden Rechnung ist die Annahme der Lage des Druckmittelpunktes etwas willkürlich. Indes regelt sich der etwa begangene Fehler leicht durch Aenderung der Umlaufzahl des Motors. Auch kann man nachher die ausgeführte Schraubenfläche etwas beschneiden.) Ist in dem Schnitt der Abb. 109

A der Achsdruck und
P die Umfangskraft,

so ergibt sich aus dem Kräfteplan

$$\text{I.} \quad \frac{A}{N} = \cos \alpha$$

$$\text{II.} \quad \frac{P}{N} = \sin \alpha$$

$$\text{III.} \quad \frac{P}{A} = \operatorname{tang} \alpha$$

Nach der vorhin aufgestellten Gleichung für Schrägflächen (S. 100) ergibt sich

$$N = F \cdot K \cdot v^2 \cdot \sin \alpha.$$

Nun ist die Leistung L der Schraube

$$L_{PS} = \frac{P \cdot 2 r \pi \cdot n}{60 \cdot 75}$$

Daraus wird

$$P = \frac{30 \cdot 75 \cdot L}{r \pi n}$$

Setzt man nun in die aus III sich ergebende Gleichung

$$A = \frac{P}{\operatorname{tang} \alpha}$$

den für P gefundenen Wert ein, so ergibt sich

$$A = \frac{75 \cdot 30\, L}{r \pi n \cdot \operatorname{tang} \alpha}$$

Aus der Gleichung I erhält man

$$\cos \alpha = \frac{A}{N} = \frac{A}{F \cdot K \cdot v^2 \sin \alpha}$$

$$\sin \alpha \cdot \cos \alpha = \frac{A}{F \cdot K\, v^2} = \frac{A \cdot 30^2}{F \cdot K \cdot r^2 \pi^2 \cdot n^2}$$

Da für kleine Winkel $\sin \alpha . \cos \alpha = \operatorname{tang} \alpha$ gesetzt werden kann, erhält man bei Einsetzung dieses Wertes in die obige Gleichung und durch Umformung

$$A = \frac{30 \cdot 75\, L \cdot F \cdot K \cdot r^2 \cdot \pi^2 \cdot n^2}{r \cdot \pi \cdot n \cdot A \cdot 30^2}$$

$$A^2 = 75 \cdot L \cdot F \cdot K \, \frac{r \pi n}{30} = 75 \cdot L \cdot F \cdot K \cdot v$$

Die zu einem bestimmten Druck A erforderliche Leistung ist hieraus

$$L_{PS} = \frac{30\, A^2}{75 \cdot K \cdot F \cdot r \cdot \pi \cdot n} = \frac{30}{75\, K} \cdot \frac{A}{F} \cdot \frac{A}{v}$$

und die erforderliche Schraubenfläche

$$F = \frac{30\, A^2}{75 \cdot K \cdot L \cdot r \cdot \pi \cdot n}$$

Für langsam laufende und sehr gut gebaute Schrauben kann man K wie bei Tragflächen gleich 0,2 setzen, für schnellaufende indessen wegen der größeren Luftwirbel, der Flächenreibung und des Stirnwiderstandes nur etwa 0,125.

Faßt man in der letzten Formel die Zahlen zusammen, so erhält man

$$F = \frac{1{,}02 \cdot A^2}{L \cdot r \cdot n}$$

Setzt man den Ausdruck für die Leistung nach der Formel

$$L = \frac{A \cdot s \cdot p}{75 \cdot 60}$$

ein, so ergibt sich

$$F = \frac{1800}{0{,}123 \cdot \pi} \cdot \frac{A}{r \cdot n^2 \cdot s}$$

$$F = 4600 \frac{A}{r \cdot n^2 \cdot s}$$

Hiermit ist die Schraube völlig bestimmt. Es erübrigt sich noch, diese Fläche auf zwei oder mehr Flügel zu verteilen.

Hierbei ist nicht vorteilhaft, die Breite der Fläche F größer als $^1/_3$ der Länge eines Schraubenflügels zu machen; es ist also zu raten, etwa dieselben Verhältnisse wie bei den Tragflächen innezuhalten auf Grund der vorhin erwähnten Langleyschen Versuche. Ferner muß, wie auch schon bemerkt, der Abstand der aufeinander folgenden Schraubenflügel vielmal größer als die Flügelbreite sein, da sonst der Flügel in schon bewegte Luft gerät.

Eine andere Formel für den Achsschub der Luftschrauben hat Wellner[1]) aufgestellt:

$$A = (a \,.\, D \,.\, L)^{2/3}.$$

D ist hierbei der äußere Schraubendurchmesser, L die Leistung in PS und a ein Faktor, der zwischen 9 und 11, je nach der Güte der Schraube angenommen werden kann.

Nach der Grundformel für die Bewegung eines Körpers mit der Stirnfläche F gegen die Luft

$$N = K \,.\, F \,.\, v^2$$

folgt, daß der Widerstand mit dem Quadrat der Geschwindigkeit wächst. Bei der Luftschraube ist v verhältnisgleich der Umlaufzahl n. Der Bewegungswiderstand und damit auch der Achsschub verhalten sich demnach wie die Quadrate der Umlaufzahlen.

Die verbrauchte Leistung ist

$$N \,.\, v = K \,.\, F \,.\, v^3.$$

Die von einer Schraube verbrauchten Leistungen verhalten sich demnach wie die dritten Potenzen der Umlaufzahlen. Voraussetzung ist dabei natürlich, daß die Einfallswinkel α dieselben bleiben, die Schraube in jedem Falle also an Ort arbeitet, oder daß sich die Geschwindigkeiten in demselben Verhältnis ändern wie die Umlaufzahlen.

Bei der Bewegung einer Fläche ändern sich nun nicht nur die Normaldrucke N in dem soeben genannten Verhältnis, son-

[1]) Illustr. aeron. Mittlgn. 1908, Heft 8.

dern es wachsen wie bei den Tragflächen auch die Stirnwiderstände im Verhältnis der Quadrate der Drehzahlen, und die zur Ueberwindung dieser Stirn- und Reibungswiderstände erforderlichen Leistungen nehmen mit der dritten Potenz der Umlaufzahlen zu.

Hieraus ergibt sich ohne weiteres, daß es vorteilhaft ist, nicht nur diese Stirnwiderstände recht klein zu halten, also alle Unebenheiten der Schraubenoberfläche und dergl. zu vermeiden, sondern auch mit möglichst kleinem v, also geringen Umlaufzahlen n zu arbeiten. Natürlich muß man dagegen, um die nötigen Nutzdrücke zu erhalten, F entsprechend vergrößern.

Da man nun über eine gewisse Flügelbreite nicht hinausgehen kann und andererseits die Anzahl der Flügel, wie schon bemerkt, auch nicht beliebig vermehrt werden kann, so bleibt nur übrig, den Durchmesser der Luftschraube so groß zu halten, wie es die Bauverhältnisse des Flugzeuges zulassen.

Mit Hilfe der höheren Mathematik hat Eberhardt[1]) eine andere Formel zur Berechnung der Flügelbreite F einer Luftschraube aus dem Lößlschen Luftwiderstandsgesetz aufgestellt:

$$A = a \cdot F \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot \frac{\pi^2 \cdot n^2}{1800} \left(R^2 - r^2 - a^2 \ln \frac{R^2 + a^2}{r^2 + a^2}\right)$$

In ihr bedeuten

$$\frac{\gamma}{g} = 1{,}24$$

R = äußerer Radius der Schraubenfläche

r = innerer Radius der Schraubenfläche

$$a = \frac{s}{2\pi}.$$

Vielfach ist es auch üblich, die Schrauben als Ventilator zu berechnen auf Grund eines ähnlichen Gedankenganges, wie er bei den Tragflächen gezeigt worden ist. Nun liegen die Verhältnisse bei einer Luftschraube aber durchaus anders als beim Ventilator. Während es bei diesem darauf ankommt, möglichst viel Luft zu fördern, ohne Rücksicht auf den auftretenden Achsschub, ist es einem bei einer Schraube gleichgiltig, wieviel Luft gefördert wird, wenn nur der Achsdruck möglichst groß ausfällt. Es ist durchaus nicht ausgemacht, daß beides, geförderte Luftmasse und Druck, einander proportional seien. Vielmehr ist wohl eine Schraube denkbar, die einen starken Achsschub liefert, während die umgebende Luft nur wenig von der Stelle bewegt wird. Stellt man sich z. B. den Fall vor, daß die Luft auf der einen Seite der Schraube verdichtet, auf der andern verdünnt werde, was ja auch in Wirklichkeit der Fall ist, so kann man sich wohl denken, daß hinter dem Flügel die beiden Drucke sich ausgleichen, ohne daß Luft von der Stelle gefördert wird.

[1]) Eberhardt. Theorie und Berechnung der Luftschrauben. Berlin 1910.

Obwohl es demnach nicht richtig erscheint, eine Hubschraube als Ventilator aufzufassen, sei an dieser Stelle doch zum Verständnis des bei einer solchen Rechnung verfolgten Gedankenganges eine solche durchgeführt.[1])

Die Luftmasse m werde von der Schraube mit der Geschwindigkeit v nach unten getrieben. Dadurch wird ein Druck $P = m \cdot v$ erzeugt. (Kraft = Masse · Geschwindigkeit.) Das Volumen der Luft mit der Masse m erhält man aus der bekannten Beziehung: Gewicht = Volumen · spez. Gewicht zu $\frac{m \cdot g}{\text{spez. Gew.}}$; da das Gewicht eines Raummeters Luft rd. 1,29 kg und die Erdbeschleunigung g 9,81 m beträgt, erhält man als zu bewegendes Luftvolumen $W = 8 \cdot m$.

Da ferner nach der vorigen Gleichung $P = m \cdot v$ ist, so ist

$$W = 8 \cdot \frac{P}{v} \text{ (P in kg, v in m, W in cbm).}$$

Der Querschnitt dieses sekundlich nach unten zu schleudernden Volumens ergibt sich, wenn man es durch die Anzahl der Geschwindigkeitsmeter teilt, zu

$$F = \frac{W}{v} = 8 \frac{P}{v^2}$$

Der Druck p in mm Wassersäule ergibt sich aus der für Ventilatorberechnungen üblichen Formel, nach der ist

$$v = 4\sqrt{p}$$

$$p = \left(\frac{v}{4}\right)^2.$$

Dies ergibt auf den Quadratmeter Fläche einen Gesamtdruck $K = p\left(\frac{v}{4}\right)^2 \cdot 8 \frac{P}{v^2}$ kg. Die hierzu erforderliche Leistung L ist dann

$$L_{PS} = K \cdot v = \frac{P \cdot v}{2 \cdot 75} = \frac{P \cdot v}{150}$$

Nimmt man den Wirkungsgrad zu 0,5 an, so erhält man als erforderliche Leistung der Hubschraube

$$L_{PS} = \frac{P \cdot v}{75}$$

Zusammen mit der Gleichung $F = 8 \frac{P}{v^2}$ läßt dies die Verhältnisse überschauen.

Sei z. B. das Gewicht eines Flugzeugs 500 kg, und nimmt man für v den Wert von 10 skm an, so ergibt sich

$$L = \frac{P \cdot v}{75} = \frac{500 \cdot 10}{75} = 66{,}6 \text{ PS},$$

[1]) Vgl. L'aerophile 1909.

also das Dreifache dessen, was Wright in seinem Drachenflieger gebraucht. Die Fläche F ist $8 \frac{P}{v^2} = 8 \frac{500}{10^2} = 40$ qm. Es dürfte schwierig sein, eine Schraube mit solchen Abmessungen leicht genug zu bauen. Bringt man dagegen F auf 10 qm, so erhält man eine Geschwindigkeit $v = 20$ m und $L = 133$ PS.

Diese Rechnungsart kann wohl einigen Anhalt für die Beurteilung der einschlägigen Verhältnisse ergeben, irgendeine praktische Bedeutung kommt ihr dagegen nicht zu.

c) Wirkungsgrad der Luftschrauben.

Unter Wirkungsgrad einer Vorrichtung versteht man ganz allgemein das Verhältnis der Nutzleistung zur aufgewandten Leistung. Nach dieser Definition ist es sinnlos, von dem Wirkungsgrad einer auf der Stelle sich drehenden Hubschraube zu sprechen. Da Arbeit bekanntlich das Produkt aus Kraft und Weg ist, und bei der in der Achsrichtung sich bewegenden Hubschraube in ihrer Kraftrichtung kein Weg vorhanden ist, ist ihre Hubleistung natürlich 0, demnach auch ihr Wirkungsgrad. Es ist aus dieser Ueberlegung heraus daher auch nicht einzusehen, daß nicht mittels Hubschrauben ein beliebig großer Druck mit jeder noch so geringen Leistung zu erzielen sein sollte. Der Widerspruch mit der Erfahrung löst sich, wenn man bedenkt, daß die Luft kein starrer Stützpunkt ist, und daß zur Erzeugung von Druck diese in Bewegung gesetzt werden muß.

Anders liegen die Verhältnisse bei der Triebschraube. Zur Vorwärtsbewegung eines Flugzeugs muß ein bestimmter Widerstand P überwunden werden, der sich, wie wir gesehen haben, aus dem Stirnwiderstand und der zum Heben nötigen Komponente des Luftwiderstandes an den Tragflächen zusammensetzt. Wird dieser Widerstand auf dem sekundlich zurückgelegten Wege v überwunden, so ist bei der Fortbewegung die Sekundenarbeit $L_f = P \cdot v$ geleistet worden. Hat der Motor die Leistung L_m, so ist der Wirkungsgrad der gesamten Vorrichtung

$$\eta = \frac{L_f}{L_m}$$

Den Wirkungsgrad der Schraube für sich erhält man natürlich erst, wenn man die Verluste berücksichtigt, die in der etwa vorhandenen Kraftleitung zwischen Motor und Schraube liegen.

Der Wirkungsgrad einer mit der Geschwindigkeit v von Ort bewegten Schraube, deren Vortrieb A kg beträgt, und zu deren Drehung die Leistung von L Pferdestärken aufgewandt wird, ist

$$\eta = \frac{A \cdot v}{75 \cdot L}$$

Vernachlässigt man vorhandene Verluste, wie sie z. B. eine vorhandene Kraftübertragung ergibt, und setzt man aus der Gleichung

$$L_{PS} = \frac{A \cdot s \cdot n}{75 \cdot 60}$$

den Wert für

$$A = \frac{75 \cdot 60 \cdot L}{s \cdot n}$$

in die Formel für η ein, so bekommt man

$$\eta = \frac{60 \cdot v}{s \cdot n}$$

Für den Fall, daß keine Schlüpfung vorhanden wäre, würde $s = s'$ sein. Da

$$s' = \frac{60 \cdot v}{n}$$

ist, ergibt sich, wenn man diesen Wert in die Formel einführt, für den Wirkungsgrad

$$\eta = \frac{60 \cdot v \cdot n}{60 \cdot v \cdot n} = 1$$

Nun ist aber die Steigung s stets größer als s', als die Steigung, bei der die Schraube sich leer weiter schrauben würde. Sei

$$s = x \cdot s', \text{ so wird}$$

$$\eta = \frac{60 \cdot v \cdot n}{x \cdot 60 \cdot v \cdot n} = \frac{1}{x}$$

Ist z. B. x, wie meist üblich, $^4/_3$, so ist der Wirkungsgrad der Luftschraube

$$\eta = \frac{3}{4} = 0{,}75$$

Bisher ausgeführte gute Luftschrauben dürften einen Wirkungsgrad zwischen 0,6 und 0,8 haben. Weiteres über die Schrauben siehe auch S. 299.

d) Beanspruchungen der Schraubenteile durch andere Kräfte als den Luftwiderstand.

Dem Luftdruck, der sich über die gesamte Schraubenfläche verteilt, sind die Flügel meist gewachsen. Das gleiche gilt indessen nicht von den anderen Kräften, die in der sich drehenden Schraube auftreten. So kann die Schwungkraft so hoch werden, daß ein Schraubenflügel von der Nabe fliegt, oder seine Nietung nachgibt, wenn die Umlaufzahl zu hoch wird. Wegen der nach der Formel $K = \frac{mv^2}{r}$ mit dem Quadrat der Umfangsgeschwindigkeit zunehmenden Zentrifugalkraft sind unmittelbar auf der Motorwelle sitzende Schrauben nicht ganz un-

bedenklich, wenn die Anzahl der minutl. Umdrehungen über 2000 gesteigert werden soll. Jedenfalls ist es geraten, sich nicht in die Drehebene einer solchen Schraube zu begeben. Ob die Schraubenflügel aus Stahl oder Aluminium gefertigt sind, spielt in bezug auf die Schwungkraft keine große Rolle, da das Aluminium fast in demselben Verhältnis leichter wie seine Zugfestigkeit geringer wird.

Außer durch die Schwungkraft ist eine unmittelbar auf der Motorwelle sitzende Schraube auch noch durch die Kreiselkräfte bedeutend stärker gefährdet, als eine langsamer laufende untersetzte. Diese treten bei jeder Richtungsänderung des Fahrzeugs auf und beanspruchen außer den Flügeln auch die Schrauben-

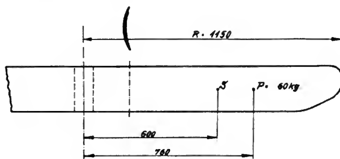


Abb. 109.

achse. Es ist daher geraten, sie nicht zu kurz zu lagern, um dieses Biegemoment möglichst klein zu halten. Am schlimmsten ist diese Art der Beanspruchung beim Anfahren auf unebenem Boden, wo die Stöße sehr plötzliche und erhebliche Richtungsänderungen der Schraubenachsen erzeugen und leicht einen Schraubenbruch herbeiführen können.

Eine untersetzte, große Schraube hat also nicht nur einen besseren Wirkungsgrad, sondern wird durch die Schwung- und die Kreiselkräfte so viel geringer beansprucht, daß es sich in den meisten Fällen lohnen dürfte, die Schwierigkeit der Untersetzungsvorrichtung in Kauf zu nehmen.

Als Beispiel für den Gang der Festigkeitsrechnung einer Luftschraube sei die Holzschraube der Abb. 109 gewählt.

Der Querschnitt der Holzschraube an der gefährdeten Wurzel sei $q = 4 \cdot 10 = 40$ qcm.

Die Umfangsgeschwindigkeit des Schwerpunktes S sei bei $n = 1200$

$$v = \frac{2 \cdot 0{,}6 \cdot \pi \cdot 1200}{60} = \sim 75 \text{ skm.}$$

Wiegt der Flügel 4 kg, so ist die Schleuderkraft

$$c = \frac{m\,v^2}{r} = \frac{4 \cdot 75^2}{10 \cdot 0{,}6} = 3750 \text{ kg}$$

und die Zugbeanspruchung des Querschnittes q ist hieraus

$$\frac{3750}{40} = 94 \text{ kg.}$$

Hierzu kommen die durch den Achsschub erzeugten Biegungskräfte. Beträgt der gesamte Achsdruck A 120 kg, so hat hiervon jeder Flügel die Hälfte, also 60 kg zu tragen, die im Widerstandsmittelpunkt P angreifend gedacht werden können.

Diese 60 kg greifen senkrecht an. Der Schraubenwinkel an der Stelle P sei 16°. Der Querschnitt q, der fast in der Nabenrichtung liegt, hat demnach das Biegemoment

$$65 \cdot 76 = 6900 \text{ cmkg}$$

auszuhalten.

Die Biegebeanspruchung beträgt also

$$M_b = \frac{bh^2}{6} \cdot k_b$$

$$6900 = \frac{10 \cdot 16}{6} \cdot k_b$$

$$k_b = \frac{6 \cdot 6900}{10 \cdot 16} = 260$$

Die Gesamtbeanspruchung ist daher $260 + 94 = \sim 350$ kg. Bei Buche beträgt die Festigkeit auf Zug parallel zur Faser 1340 kg, und die Proportionalitätsgrenze 580 kg. Die Beanspruchung liegt also nahe der Gefahrgrenze.

e) Die Feststellung des Schraubenzuges durch Versuche.

Noch mehr als sonst im Maschinenbau kann bei den Luftschrauben die Rechnung nur den ersten Anhalt geben, um bei der Konstruktion nicht zu sehr fehlzugehen. Welche Abmessungen und Gestalt einer Schraube für einen bestimmten Zweck am günstigsten sind, läßt sich letzten Grundes nur durch den Versuch ermitteln. Der Versuch liefert nun hierbei manchmal eine Bestätigung, häufig aber auch das Gegenteil der zur Konstruktion führenden Ueberlegung.

Um eine Triebschraube zu prüfen, muß man sie eigentlich den Betriebsbedingungen aussetzen, das heißt, ihre Zugkraft und ihren Leistungsverbrauch messen, während sie sich mit der gewünschten Geschwindigkeit von Ort bewegt.

Indes hat sich gezeigt, daß es bei Schrauben von den meist benutzten Abmessungen und Steigungen genügt, ihren Zug an Ort zu messen, da er sich in der Fortbewegung nicht wesentlich (um etwa 15 v. H.) ändert. Der Antriebsmotor erhöht dann

eben nur sehr wenig seine Umlaufzahl, wie man beim Anfahren und Auffliegen der Flugmaschinen beobachten kann.

Daß die Aenderung so gering ist, liegt daran, daß die Umfangsgeschwindigkeit so sehr viel höher als die Fluggeschwindigkeit ist.

Zum Antrieb der Schraube bei der Messung des Schraubenzuges auf dem Versuchsstand bedient man sich vorteilhaft eines Elektromotors, und zwar nicht nur, weil man seine Leistungen bequem am Spannungs- und Stromstärkemesser ablesen kann, sondern auch, weil man bei ihm ohne weiteres imstande ist, seine Leistung in weiten Grenzen zu regeln.

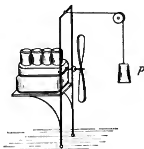


Abb. 110.

Bei der Versuchsanordnung muß darauf geachtet werden, daß das Gegendrehmoment die Genauigkeit der Messungen nicht beeinträchtigte. Ist die Umlaufzahl des Motors so groß wie die der zu untersuchenden Schraube, so kann man eine Anordnung nach Art der Abb. 303 (S. 303) gebrauchen. Der Elektromotor mit der Schraube ruht auf einer Schaukel, die von der Decke herabhängt. Der Zug wird mittels einer Federwage gemessen, wobei man nur darauf zu achten hat, daß die Zugschnur zur Federwage mit dem Aufhängependel stets einen rechten Winkel bildet.

Anstatt das Pendel von der Decke hängen zu lassen, kann man auch die umgekehrte Anordnung treffen, die nur wegen der anzuwendenden Schienen ein wenig umständlicher wird. (Abb. 110.)

Auch eine Wippe kann man benutzen nach Art der Abb. 111. In diesem Falle ist der Schraubenzug

$$A = \frac{P \cdot b}{a}$$

Bei einer untersetzten Schraube ist die Schraube oben für sich gelagert, während der Elektromotor unten auf dem Bock b steht.

Abb. 112[1]) (Tafel 3) zeigt einen Wagen zur Prüfung einer Luftschraube während ihrer Fortbewegung. Es ist dies der Wagen, der auf der Ila, der Luftschiffausstellung in Frankfurt a. M. 1909, benutzt wurde. Seine Konstruktion rührt von Professor Prandtl in Göttingen her. Zum Antrieb sowohl der Wagenräder als der zu untersuchenden Luftschraube diente ein hundertpferdiger Verbrennungsmotor, zu dem eine Kegelkuppelung, ein Rückwärtsgang des Wagens und eine Klauenkuppelung für die Luftschraube kommen.

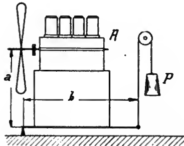


Abb. 111.

Der Antrieb der Schraube erfolgt mittels zweier Kegelradpaare. Die Stütze dient als Träger für das zweite Lager, das sehr große Luftschrauben erfordern.

Der Schub der Luftschraube überträgt sich durch ein Gestänge auf einen sauber eingeschliffenen Kolben eines mit Glyzerin gefüllten Meßzylinders. Der erzeugte Druck wird durch eine Rohrleitung auf ein Manometer übertragen, dessen Druckangaben sich auf einem Papierstreifen aufschreiben.

Das Drehmoment der Schraube, aus dem sich unter Berücksichtigung der gleichzeitig aufgeschriebenen Umlaufzahlen die zu ihrer Drehung erforderte Leistung ergibt, wird in ähnlicher Weise festgestellt, wie die Motorleistung beim Abbremsen mittels Windflügeln.

Die Kegelräder erfahren natürlich das gleiche Drehmoment wie die Luftschraube. An dem Gehäuse dieser Kegelräder befindet sich zur Messung ihres Gegendruckes ein Arm, der mit

[1]) Paul Bejeuhr. Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt. 1910.

dem Kolben eines zweiten Meßzylinders verbunden ist. Der hier auf das Glyzerin ausgeübte Druck wird zu einem zweiten aufzeichnenden Manometer geführt.

Die empfindlichen Manometer werden erst eingeschaltet, nachdem man den Druck an anderen weniger empfindlichen Hilfsvorrichtungen geprüft hat. Zugleich mit dem Druck werden natürlich die Zeiten, die Umlaufzahlen und die von dem vorn angebrachten Schalenkreuz angezeigten Windgeschwindigkeiten aufgeschrieben.

Die Versuche verlaufen in folgender Weise. Die in einem besonderen Raume mit einer 20 v. H. höheren Umlaufzahl geprüfte Luftschraube wird eingerückt, die Wagenbremse gelöst und die Reibungskuppelung langsam eingeschaltet. Sobald ein gewisser Beharrungszustand erreicht ist, werden durch Schnurzüge sämtliche Meßvorrichtungen eingeschaltet und während des Versuchs die Umlaufzahlen möglichst gleich gehalten.

5. Rechnungsbeispiele.

1. Beispiel. Gang einer Schraubenrechnung.

Für ein Flugzeug von 525 kg Gewicht und eine Flächenbelastung von 10 kg/qm sollen 2 Schrauben von 2,60 m Durchmesser und einer Umlaufzahl von n = 400 entworfen werden, die ihm eine Geschwindigkeit von 16 skm erteilen.

Zum Antrieb des Flugzeugs sei ein Vorschub von etwa $^1/_5$ des Gewichts erforderlich. Die Schrauben müssen also zusammen 105 kg Zug ergeben, jede demnach 52,5 kg.

Die unwirksame Steigung der Schraube wäre

$$s' = \frac{60 \cdot v}{n} = \frac{60 \cdot 16}{400} = 2{,}4 \text{ m.}$$

Die wirkliche Steigung s der Schraube ist, wenn $\frac{1}{x}$, der Wirkungsgrad der Schraube, 80 v. H. sein soll,

$$s = x \cdot s' = \frac{5}{4}\, s' = \frac{5 \cdot 2{,}4}{4} = 3{,}0 \text{ m.}$$

Die Winkel der Schraube sind nun für die Abstände von je 10 cm auszurechnen. Man verfährt hierbei am besten zeichnerisch, indem man, natürlich in verjüngtem Maßstabe nach Art der Abb. 113, die Steigungen als Ordinaten und die Kreisumfänge für die verschiedenen Radien als Abscissen aufträgt.

Für den äußeren Umfang ergibt sich z. B. als Winkel

$$\operatorname{tang} \alpha = \frac{s}{u} = \frac{3}{2{,}6\pi} = 0{,}367$$
$$\alpha = 20^0\ 10'.$$

Der Winkel für die Steigung von 2,4 m, bei der die Schraube ohne Druck arbeiten würde, ist

$$\text{tang}\ \alpha = \frac{2,4}{2,6} = 0,293$$

$$\alpha = 16^0\ 20'.$$

Die Luftschraube greift demnach mit dem Winkel $20^0\ 10' - 16^0\ 20' = 3^0\ 50'$ an der äußeren Kante an.

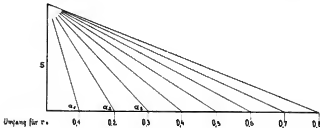


Abb. 113.

Weiter nach der Mitte zu, etwa bei r = 0,5 m, ist der Steigungswinkel

$$\text{tang}\ \alpha = \frac{3}{\pi} = 0,955$$

$$\alpha = 43^0\ 40'.$$

Der Winkel für die Steigung s' = 2,4 m beträgt

$$\text{tang}\ \alpha = \frac{2,4}{\pi} = 0,765$$

$$\alpha = 37^0\ 25'.$$

Der Angriffwinkel der Luft ist an dieser Stelle also $43^0\ 40' - 37^0\ 25' = 6^0\ 15'$.

Die erforderlichen Pferdestärken ergeben sich aus der Formel

$$L = \frac{A \cdot s \cdot n}{75 \cdot 60}$$

$$L = \frac{52,5 \cdot 3 \cdot 400}{75 \cdot 60} = 14\ \text{PS}$$

Die Flächengröße der Schraube ergibt sich aus der Formel

$$F = \frac{0,102 \cdot A^2}{L \cdot r \cdot n}$$

In dieser Formel sind jetzt alle Größen bekannt bis auf r, den mittleren Halbmesser der Fläche.

Da man bei Schrauben der vorliegenden Größe die Fläche bis dicht an die Nabe heran wirksam gestalten und den Flügel nach oben hin immer breiter werden lassen kann, so ergibt sich eine trapezartige Gesamtfläche des Schraubenflügels, bei

der der Angriffsmittelpunkt des Luftdruckes etwa $^1/_3$ des Radius vom äußeren Umfange entfernt ist. Das in die Formel einzusetzende r ist hiernach 0,87 m; daraus wird

$$F = \frac{0{,}102 \cdot 52{,}5^2}{14 \cdot 0{,}87 \cdot 400} = 0{,}576 \text{ qm.}$$

Ist der Flügel an der Nabe z. B. 130 mm breit, so kann man die Schraubenflügel bis nahe zum Ende trapezartig wachsen lassen, so daß die Schraube wie in der Aufsicht auf Abb. 114 aussieht. Die errechnete Schraube ist genau die Wright-Schraube. Die Abstutzung der Ecken um das schraffierte Stück ist nötig,

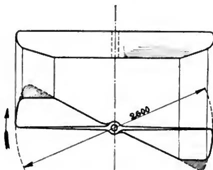


Abb. 114.

da die Flächen sonst zu groß wären und der Motor seine Umlaufzahl nicht erreichen würde.

Zur Ergänzung sei noch hinzugefügt, daß die Pfeilhöhe der Flügelkrümmung außen 7 mm beträgt. Bei r = 0,8610 ist sie 10 mm und 12 mm bei r = 1,3 m.

2. Beispiel. Die Schraubenformeln seien ferner auf die Parseval-Schraube angewendet. Diese mit nur 300 Umdrehungen in der Minute laufende Schraube hat vier durch die Schwungkraft gespannt gehaltene Stoffflächen von insgesamt 4 qm. Der sie treibende Motor leistet 100 PS. Der durch sie erzeugte Druck beläuft sich, wenn man den Schwerpunkt in 1,25 m Entfernung von der Drehachse annimmt, auf

$$A^2 = \frac{100 \cdot 75 \cdot 4 \cdot 0{,}125 \cdot 1{,}25 \cdot \pi \cdot 300}{30} = 147500$$

$$A = 384 \text{ kg.}$$

Er dürfte in Wirklichkeit indessen aus verschiedenen Gründen nicht so hoch sein.

3. **Beispiel.** Sehr eingehende Luftschraubenversuche hat u. a. Wellner gemacht. Eine seiner Schrauben hatte z. B. eine Fläche von 3,5 qm, die Geschwindigkeit v im Druckmittelpunkt betrug 40 skm und die beobachtete Hubkraft 65 kg. Setzt man die ersten Werte in unsere Schraubenformel ein, k mit 1,25, so erhält man $A^3 = 75 . K F . v = 75 . 4 . 1{,}25 . 3{,}5 . 40 = 5300$; $A = 73$ kg.

Die geringe Abweichung von 8 kg kann auf verschiedene Weise erklärt werden.



Abb. 115. Flugzeug des französ. Hauptmanns Ferber.

4. **Beispiel.** Bei der Beurteilung der Abmessungen eines Flugzeugs tut man gut, wie schon bemerkt, nicht nur das Verhältnis $\frac{G}{F}$ sondern auch $\frac{F^{1/2}}{G^{1/3}}$ nachzuprüfen. Beim Wrightschen Flugzeug ist dieses letztere z. B.

$$\frac{\sqrt{500000}}{\sqrt[3]{500000}} = \frac{707}{79{,}3} = 8{,}9,$$

ein Wert, der mit dem der großen Vögel gut übereinstimmt.

6. **Beispiel.** Ein Flugdrachen (Abb. 115), über dessen Abmessungen wir zuverlässige Angaben besitzen, ist der des Hauptmanns Ferber: Das Gewicht betrug 400 kg, der Motor leistete angeblich 50 PS, die Tragflächen maßen 40 qm. Nach diesen

Angaben mußte der Flieger sich erheben bei einer Geschwindigkeit

$$v = \frac{G^2}{75 \cdot F \cdot K \cdot L \cdot \eta}$$

$$v = \frac{400 \cdot 400}{75 \cdot 40 \cdot 0{,}2 \cdot 50 \cdot 0{,}5} = 10{,}7 \text{ m.}$$

Er flog in der Tat bei 11 m.

7. Beispiel. Rechnet man in derselben Weise den Farmanschen Voisin-Apparat (Abb. 116) durch, der 55,8 qm Fläche bei einem Gewicht von 500 kg hatte, und der bei 16 skm flog, so erhält man einen Flugwinkel

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{500}{0{,}2 \cdot 55{,}8 \cdot 256} = 0{,}175, \ \alpha = 10^0,$$ eine Triebkraft von



Abb. 116. Voisin-Flieger Farmans.

$T = G \,.\, \operatorname{tg} \alpha = 500 \,.\, 0{,}175 = 87{,}5$ kg, und eine Antriebsleistung von

$$L_{PS} = \frac{T \cdot v}{75 \cdot \eta} = \frac{87{,}5 \cdot 16}{75 \cdot 0{,}5} = 37{,}30 \text{ PS,}$$

die der Leistung des benutzten Antoinette-Motors auch etwa entspricht.

8. Beispiel. Prüft man nun seine zweiflüglige Schraube, deren Fläche F zu 0,6 qm bei n = 1400 angegeben wird, und deren Geschwindigkeit im Druckmittel 90 skm bei einer Leistung von 30 PS betragen haben soll, so ergeben diese Werte einen Druck von

$$A = \sqrt{75 \cdot 30 \cdot 06 \cdot 0{,}125 \cdot 90} = \sqrt{15200} = 123 \text{ kg.}$$

Da er nur 87,5 kg nach der vorigen Rechnung nötig hatte, so würde sich, wenn alle Angaben stimmen, ein schlechter Wirkungsgrad entweder der Schraube oder auch des Flugzeugs herausstellen.

9. Beispiel. Auch bei den gänzlich anderen Abmessungen des Flugzeugs von Santos-Dumont (Abb. 117 und 118) bewähren sich die Formeln G = 150 kg, F = 9 qm, PS = 24. Es soll bei etwa 16 skm fliegen.

$$\frac{F^{1/2}}{G^{1/2}} = 5{,}65,$$

was zulässig ist,

$$\text{tang}\ \alpha = \frac{150}{0{,}2 \cdot 9 \cdot 256} = 0{,}325$$

Die erforderliche Leistung wird

$$L_{PS} = \frac{G_2}{75 \cdot F \cdot K \cdot v \cdot \eta} = \frac{150^2}{75 \cdot 9 \cdot 0{,}2 \cdot 16 \cdot 0{,}5} = 21\ \text{PS}$$



Abb. 117. Eindecker von Santos-Dumont.

Es ist also recht wohl möglich, daß der Apparat sich in die Luft erhebt[1]).

10. Beispiel. Zu einem wesentlich anderen Ergebnis gelangen wir bei dem „fliegenden Fisch“ Farmans. Seine Abmessungen sind G = 600 kg, F = 24 qm, PS = 50. Er würde erst auffliegen bei einer Geschwindigkeit

$$v = \frac{600^2}{75 \cdot 24 \cdot 0{,}2 \cdot 50 \cdot 0{,}5} = 40\ \text{skm}$$

Bei einer Auffluggeschwindigkeit von v = 11 skm müßte seine Leistung sein

$$L_{PS} = \frac{600^2}{75 \cdot 24 \cdot 0{,}2 \cdot 11 \cdot 0{,}5} = 180\ \text{PS}$$

Es ist demnach so gut wie sicher, daß dieser „fliegende Fisch“ nur wie ein Fisch fliegen wird.[1])

[1]) Das nur wenig geänderte Flugzeug (s. Übersicht auf S. 147) ist in der Tat hervorragend geflogen, während die Konstruktion des fliegenden Fisches inzwischen aufgegeben wurde.



Abb. 118. Der neue Eindecker von Santos-Dumont.

6. Abmessungen von Flugzeugen.

	Doppeldecker					Eindecker					
	Wright	Voisin	H. Farman	Curtiss	Siemens-Schuckert	Antoinette	Blériot klein	Blériot groß	Esnault-Pelterie	Santos-Dumont	Grade
Gewicht mit Führer (75 kg)	450	500	500	325	650	550	340	475	460	180	235
Tragflächen (F) . . qm	50	40	40	25	65	40	15	22	20	9	25,5
Spannweite . . . m	12,5	10	10	8,9	16,5	14,8	8	10	10	5	10,2
Tiefe . . . . m	2	2	2	1,4	2,1	3 u. 2	2	2,2	2,25 u. 1,35	1,8	2,5
Höhensteuer . . . qm	8,3	5	4	4,2	8		1,3	2,5		1,2	
Schwanz . . . . . qm	2	10	8	1	6	1	1,5	2			3,5
Länge des Flugzeugs m	9,3	10,5	12	8,5	14	11,5	8	10	8,5	6	
Motor: Art	4 Zyl. Wright. Wasserk.		Gnome (Umlauf)	Curtiss 8 Zyl. Wasserk.	Argus 4 Zyl.	Antoin. 8 Zyl. Wasserk.	Anzani 3 Zyl. Luftk.	E. N. V. 8 Zyl.	7 Zyl. REP	2 Zyl. Darracq	4 Zyl. Grade, 2-Takt, Luftk.
„ Stärke . . . PS	30	50	50	40	55	55	25	60	35	30	25
„ Bohrung . . mm	112		110	90	125	110	105	105	85	130	85
„ Hub . . . mm	100		120	100	136	105	130	110	95	120	85
„ Umlaufzahl	1400	1200	1200	1200 (1600)	1200	1200	1450	1500	1400	1400	1200
Schrauben-Durchmesser m	2,6	2	2,6	2,6	3 (2 Schrb.)	2,2	2,1	2,8 (n = 600)	2	2,1	
„ Steigung m	3,0		1,5			1,3	0,8	3		1	
$\frac{G}{F}$	9	12,5	12,5	13	10	13,75	22,5	21,5	23	20	9,2
$\frac{G}{L}$	15	10	10	8,2	11,8	10	13,8	8	13,2	6	9,4
$\frac{G}{F} \cdot \frac{G}{L}$	130	125	125	107	118	137,5	310	170	300	120	86,5

7. Lenkung der Flugzeuge.

a) Zweck und Arten der Steuervorrichtungen.

Eine Flugmaschine, die frei im Raume schwebt, muß um alle drei Raumachsen lenkbar sein. Ein Wasserschiff braucht nur um seine senkrechte Querachse drehbar zu sein, also nur eine

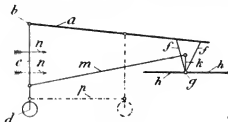


Abb. 119.

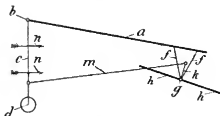


Abb. 120.

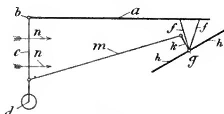


Abb. 121.

Seitensteuerung zu besitzen, da seine unerwünschten Abweichungen um die andere Achse nie so groß sind, daß sie durch den Führer berichtigt werden müßten. Bei einem kleineren Segelschiff aber wirkt man einer zu starken Drehung um die Längsachse durch Aenderung der Segelstellung, Nachlassen der Leine oder dergl. entgegen. Ebenso muß man bei einem Gasluftschiff die Steuerung um zwei Achsen, außer um die senkrechte Querachse, noch um die wagerechte Querachse bewirken können. Ein Luftschiff bedarf also außer dem Seitensteuer noch eines

Höhensteuers. Ein Flugschiff endlich muß außer mit diesen Einrichtungen noch mit solchen zur Aenderung seiner Schräglage, also mit einem „Schrägsteuer“ ausgerüstet sein.

Eine völlig selbständige Stabilität, also ein völlig selbständiges Innehalten der gewollten Fahrtrichtung und -lage ist bei einem Luftschiff noch weniger möglich als bei einem Segelschiff. Wollte man ein solches ohne Steuermann dem Winde preisgeben, so würde es sicher nicht weit kommen. Noch viel weniger ist dies bei einem Luftschiff angängig, das seine Lage um alle drei Raumachsen ändern kann. Daher sind fast alle bisher vor-



Abb. 122. Flugzeug von Ellehammer.

geschlagenen Vorrichtungen zur selbsttätigen Steuerung verwerflich.

Eine solche selbsttätige Einstellung des Höhensteuers besitzt z. B. Ellehammer. Sie ist auf den Abb. 119, 120 und 121 dargestellt. a ist die Tragfläche. Im Punkte b hängt an der Stange c der Sitz d des Fahrers. Die Stellung der Abb. 119 ist die der normalen Fahrt, die von rechts nach links verläuft. Die Pfeile zeigen also die Windrichtung an. Hebt sich nun der Flieger vorn, so verstellt sich, da die Stange n senkrecht bleibt, das Höhensteuer wie in Abb. 120. Es bekommt Unterwind und sucht den Apparat hinten zu heben. Das Umgekehrte ist in Abb. 121 der Fall. Hier sucht das Höhensteuer den vorn niedergehenden Apparat aufzurichten. Diese auf den ersten Blick[1]) verständig aussehende Vorrichtung hat sich indessen so wenig bewährt, daß Ellehammer mit den Beinen beim Fahren die Stellung des Höhensteuers fortgesetzt dämpfen und berichtigen muß. Die ganze Vorrichtung ist also überflüssig.

[1]) Prandtl. Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1910.

Das Ellehammersche Flugzeug ist in seiner letzten Gestalt auf Abb. 122 gezeigt, trotz seiner unbedeutenden Leistungen, weil Ellehammer wahrscheinlich noch vor Santos Dumont, also als der erste Europäer, geflogen ist.

Ein Steuer wirkt bekanntlich in der Weise, daß der bewegte Körper unsymmetrisch wird und seiner Fortbewegung verschieden großen Widerstand auf verschiedenen Seiten einer seiner Achsen entgegensetzt. Je weiter eine Steuerfläche vom Schwerpunkt entfernt ist, um so kräftiger ist ihre Steuerwirkung.

Selbstverständlich hängt die Steuerwirkung außer von der Größe der Steuerfläche noch von der Fahrgeschwindigkeit ab. Ein Flugzeug, das aus irgendeinem Grund, z. B. weil es infolge falscher Steuerung aufgebäumt hat, seine Geschwindigkeit einbüßte, ist in diesem Augenblick natürlich vermittels seiner Steuerflächen nicht mehr zu lenken. In solchem Falle könnte höchstens noch eine Schwerpunktverlegung wirksam sein.

Im allgemeinen ist es nicht ratsam, ein Flugzeug durch Verlegung seines Schwerpunktes zu steuern. Die ersten Gleitflieger, die von Lilienthal (Abb. 6 und 7), wurden dadurch gesteuert, daß man die Beine auf die Seite brachte, die der entgegengesetzt war, nach der der Flieger kippte. Eine solche Steuerungsweise ist nur bei kleinen Apparaten verwendbar, wie eine einfache Rechnung zeigt, und dann wirkt sie auch nicht kräftig genug. Aus diesem Grunde sind Unfälle mit Gleitfliegern häufig bei solchen Apparaten vorgekommen, die durch Schwerpunktverlegung steuerten. Es sei daher an dieser Stelle ausdrücklich gefordert, daß auch Gleitflieger, die zu Sportzwecken oder wegen ihrer geringeren Geschwindigkeit zur Vorübung für das Fliegen mit Kraftfliegern dienen sollen, mit allen Lenkvorrichtungen der Kraftflieger ausgestattet seien.

Es fragt sich nun, welchen Weg ein gesteuertes Schiff einschlägt. Für das Steuern von Wasserschiffen hat schon Euler Gleichungen aufgestellt. Dabei hat er u. a. die vereinfachende Annahme gemacht, daß das Schiff keine Wassermassen mitschleppe Die Lösungen der mit Hilfe dieser Annahme gemachten Gleichungen haben indessen keinen praktischen Wert. Es ist daher klar, daß es noch weniger Sinn hat, für die Steuerung eines Luftschiffs die Bewegungsgleichungen aufzustellen. Es genügt vielmehr, sich über die zur Herbeiführung einer Richtungsänderung nötigen Größen klar zu werden. Wird ein Flugschiff aus seiner Lage gedrängt, so sucht der Schwerpunkt vermöge seiner Trägheit die alte Richtung beizubehalten, während sowohl die Triebkraft als auch der Luftdruck auf die Tragflächen ihre Richtung ändern. Die Folgen sind recht zu-

sammengesetzte und in ihrer Gesamtwirkung nicht sofort zu überschauende Verhältnisse.

b) Das Seitensteuer und der Einfluß der Lenkung auf den Kraftbedarf.

Um einen Ueberblick über die Größe der Krümmung zu gewinnen, die man durchfliegen kann, ohne eine gefährliche Schrägstellung des Apparates befürchten zu müssen, sei folgende Ueberlegung angestellt. So wie ein Wagen nur dann in einer Kurve fahren kann, wenn die Bodenreibung genügenden Widerstand gegen die alte Steuerrichtung geben kann, aus der man heraus will, oder mit anderen Worten der Zentrifugalkraft zu widerstehen vermag, ebenso kann ein Flugzeug nur dann kurz wenden,

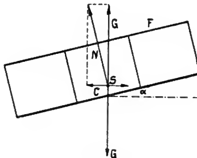


Abb. 123.

wenn es genügend großen Luftwiderstand in der alten Fahrrichtung oder in der Richtung findet, in der ihn die Zentrifugalkraft treiben würde. Den Widerstand liefern dem Flugzeug die Tragflächen, wenn es sich wie die Vögel mit dem innern Flügel nach unten neigt. Diese Lage sucht das Flugzeug schon von selbst dadurch einzunehmen, daß der Schwerpunkt von der Zentrifugalkraft nach außen getrieben wird, während der Widerstand an den Tragflächen etwas höher angreift. Die Größe der Neigung muß durch das Schrägsteuer, auf das nachher näher eingegangen werden soll, verstärkt oder geschwächt werden.

Es ist klar, daß ein Flugzeug auch ohne Schrägstellung zu wenden vermag, nur ist der Halbmesser der Flugkrümmung größer. Durch die Einstellung des Seitensteuers dreht sich das Flugzeug um seine senkrechte Achse. Vermöge seiner Trägheit ist es bestrebt, in seiner alten Richtung weiter zu fliegen. Die Schraube arbeitet wegen der Wendung aber in anderer Richtung, und unter dem Einfluß der beiden Kräfte

schlägt es die Richtung der Resultierenden ein. Durch die Schrägstellung des Flugzeugs wird infolge des Widerstands in der alten Flugrichtung die in ihr wirkende Kraft abgebremst, so daß hierdurch der Halbmesser der Krümmung vermindert wird.

Abb. 123 zeigt einen Doppeldecker in der Kurve. Damit er die Krümmung möglichst kurz nehme, muß seine Zentrifugalkraft durch eine Komponente des Tragdrucks N aufgehoben werden. Die andere Teilkraft des Luftdrucks trägt das Gewicht G. Man erkennt ohne weiteres, daß in der Kurve eine

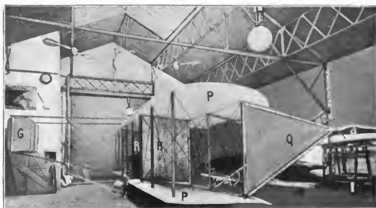


Abb. 124. Doppeldecker von Blériot mit vorderem Seitensteuer.

größere Hubkraft der Tragfläche erforderlich ist, um das Gewicht aufzuheben, daß also ein Apparat, der gerade noch schwebt, in einer Kurve sinken muß.

Im Falle des Gleichgewichts in der Kurve ist der Kräftezug geschlossen. Dann ist

$$\frac{C}{G} = \text{tang } \alpha$$

$$\frac{mv^2}{r\,G} = \text{tang } \alpha,$$

worin r der Krümmungsradius der durchfahrenen Kurve und v die Fluggeschwindigkeit bedeuten.

$$\frac{G\ v^2}{g \cdot r \cdot G} = \text{tang } \alpha \quad (g = \text{Erdbeschleunigung})$$

$$\frac{v^2}{rg} = \text{tang } \alpha.$$

Beträgt z. B. die Fluggeschwindigkeit v 20 skm, so ist, wenn man eine Neigung des Flugzeugs von 30° zuläßt,

$$\frac{400}{r \cdot 10} = 0{,}577$$

$$r = \frac{40}{0{,}577} = 69{,}5 \text{ m.}$$

Der zu durchfahrende Bogen ist demnach ziemlich groß. Die Schwächung der Hubkraft ist in ihr recht bedeutend; sie verhält sich zu der bei gerader Fahrt wie

$$\frac{N}{N \cos \varphi} = \frac{1}{\cos 30^0} = \frac{1}{0{,}866}$$

Die Tragfähigkeit wird also um 13,4 v. H. geschwächt. Der durch die Kurve bedingte größere Kraftbedarf ist bei der Bemessung der Antriebsmaschinen gebührend zu berücksichtigen.

Die Größe der Steuerflächen entnimmt man am besten aus den Abmessungen ausgeführter guter Flugdrachen. Das Seitensteuer ist bei fast allen Flugmaschinen hinten angebracht. Eine Ausnahme macht z. B. der Doppeldeckflieger Blériots (Abb. 124). Man hat zu beachten, daß man möglichst eine zweite Fläche auf der anderen Seite der senkrechten Querachse anzubringen hat, die bei Seitenböen ein Drehen des Apparates verhindere. Daß Lilienthal bei seinem Gleitflieger ein Schwanzsteuer ohne vordere Gegenfläche hatte, lag daran, daß der Wind mithelfen sollte, den Apparat zur Erleichterung des Fluges gegen den Wind zu drehen. Beim Kraftflugzeug ist das aber vom Uebel.

c) Das Höhensteuer.

Das Höhensteuer bringt man zweckmäßig vorn an und zwar aus dem Grunde, weil es dort, wenn es das Flugzeug aufrichten soll, die Hubkraft vergrößert, während es hinten in diesem Falle den Apparat niederdrückt. Auch dient es vorn als Visier. Beim Fahren ist es nämlich zunächst nicht leicht, die Lage und Flugrichtung der Maschine zu beurteilen. Hierbei hilft das vorn angebrachte Höhensteuer.

Der Vorwurf, daß es dort die Stabilität des Apparates beeinträchtige, wäre nur richtig, wenn der Flugdrachen einem geworfenen Pfeile gliche. Nun besitzt er aber den Antrieb durch die Schraube. Hat er einmal eine Drehung gegen seine ursprüngliche Richtung ausgeführt, so wirkt auf ihn außer seiner Triebkraft noch die Trägheit, die ihn in der alten Richtung weiterzutreiben sucht. Beide Kräfte vereinen sich zu einer Mittelkraft, die wesentlich von der alten Richtung abweicht. Das Flugzeug bewegt sich nun in dieser neuen Richtung, und der Umstand, ob das Höhensteuer vorn

oder hinten liegt, hat keinen großen Einfluß mehr. Außerdem sucht der tieferliegende Schwerpunkt den Apparat stets wieder in seine normale Lage zurückzudrücken. Jedenfalls ist der geringe Vorteil des hinten liegenden Höhensteuers nicht so ausschlaggebend, daß man diese Anbringungsweise als besser bezeichnen könnte.

Ferner ist die Steuerwirkung des Höhensteuers hinten entsprechend geringer, da nach der Lageänderung des Apparates

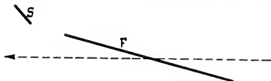


Abb. 125.

zunächst die Fläche des Höhensteuers in die geänderte Flugrichtung fällt, während beim vornliegenden Höhensteuer der Steuerwinkel entsprechend größer geworden ist. Das Steuer ist demnach vorn wirksamer. Es steuert nach eingetretener Lageänderung des Luftschiffes noch weiter, wenn bei der Anordnung hinter dem Luftschiff seine Wirkung schon aufgehört

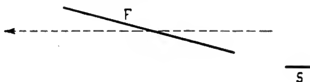


Abb. 126.

hat. Abb. 125 zeigt das durch das Höhensteuer aus seiner ursprünglichen Lage gedrehte Luftschiff bei vornliegendem und Abb. 126 bei hinten angebrachtem Steuer.

Vorn haben es u. a. Wright und Voisin, hinten z. B. Blériot.

Besitzt das Flugzeug, wie das Wrightsche, keinen Dämpfungsschwanz, so verläuft der Flug in mehr oder weniger ausgeprägten Wellen. Nach der Verstellung des Höhensteuers muß man es sofort wieder in die normale Lage zurückführen. Aus diesem Grunde, und weil das hinten liegende Steuer gleichzeitig als Dämpfungsfläche wirkt, ist es zu empfehlen, das Höhensteuer hinten anzubringen.

d) Das Schrägsteuer.

α) Steuerung um die Flugachse durch besondere Schrägsteuerflächen.

Die Steuerart, die sich an vielen vorhandenen Konstruktionen, z. B. der Voisinschen, nicht findet, deren Vorhandensein aber der Wrightschen Maschine zum großen Teil ihre Ueberlegenheit gibt und die in Zukunft wohl bei keinem Flieger mehr fehlen wird, ist das Schrägsteuer. Neigt der Flieger zur Seite, so muß man imstande sein, ihn willkürlich wieder um die Flugachse in die gerade Stellung hineinzudrehen. Hierzu sind



Abb. 127. Antoinette-Eindecker mit Schrägsteuerflächen an den Enden der Tragflächen.

Steuerkräfte außerhalb der Flugachse nötig. Da der Abstand oben und unten ziemlich beschränkt, nach rechts und links aber groß ist, so ordnet man die Schrägsteuerflächen am besten rechts und links an den Enden der Tragflächen an. Dies haben z. B. Blériot (Abb. 129), Antoinette (Abb. 127) und Farman in seinem Voisinschen Dreidecker (Abb. 130) und in seinen eigenen Konstruktionen (Abb. 319) getan.

Beim Curtiss-Flugzeug liegen sie zwischen den Tragflächen. (Abb. 128.)

Die früheren Flugzeuge Blériots besaßen an den Enden der Flügel besondere Schrägsteuerflächen. Die Lenkvorrichtung, die Abb. 129 schematisch wiedergibt, hat das Höhensteuer hinten. Seine beiden Flächen a' sitzen auf einer gemeinsamen Achse, die durch die Dämpfungsfläche E geht, und sind daher nur gemeinsam drehbar. Sie werden durch den Draht l verstellt, der an dem Hebel B angreift. Die Schrägsteuerung wird durch



Abb. 128. Curtiss-Flugzeug.

die Flächen a bewirkt, die an den Seiten der Haupttragfläche A sitzen. Die Hebel b verstellen sie mittels der Züge 3, 4 und 5. Zur Verstellung der Höhen- und Schrägsteuer dient die allseitig

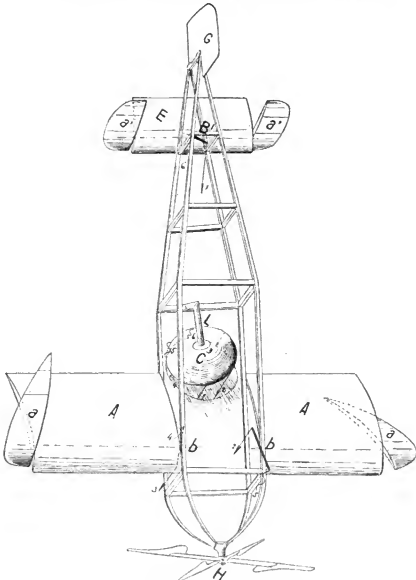


Abb. 129. Lenkeinrichtung von Blériot.

bewegliche Glocke Ç mit dem daran befindlichen Handgriff L. Das Seitensteuer G wird durch den Fuß betätigt.

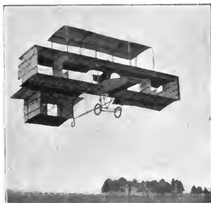


Abb. 130. Dreidecker Voisin-Farman.



Abb. 131. Alter Dreidecker von Grade.

Die Anordnung der Steuerflächen des Eindeckers Antoinette ist bei der früheren Ausführung, die Abb. 127 zeigt, die gleiche, wie die von Blériot. Der ganze Unterschied ist der,

daß die Schrägsteuerflächen nicht die Verlängerung der Tragflächen bilden, sondern in der bezeichneten Weise an den Enden hinter diesen sitzen.

Die Schrägsteuerung der neuen Blériot- und Antoinetteflieger erfolgt durch Flächenverwindung.

Auch der Dreidecker Farmans der Abb. 130 hat scharnierartig angelenkte Steuerflächen an seinen Flächenenden. Das Seitensteuer befindet sich wie bei allen Voisin-Apparaten hinten in der Zelle, während das Höhensteuer vorn sitzt.

Ebenso sieht der Entwurf eines Dreideckers von Vaniman (Abb. 82) Schrägsteuerflächen vor. An diesem Apparat ist noch



Abb. 132. Doppeldecker von Cody.

merkwürdig, daß außer dem Höhensteuer auch das Seitensteuer vorn, und zwar oben, angebracht ist.

Bei dem englischen Militärflieger des Obersten Cody (Abb. 132) sind die Schrägsteuer neben dem vorn liegenden Höhensteuer angeordnet, während das Seitensteuer sich wie bei dem Wrightschen Flieger, mit dem der englische übrigens sonst große Aehnlichkeit hat, hinten befindet. Diese Anordnung hat vielleicht den Nachteil, daß das Gestell bei der Betätigung des Schrägsteuers ziemlich erhebliche verdrehende Kräfte aufzunehmen hat.

β) Schrägsteuerung durch Verwindung der Tragflächen. (Wright).

Die ersten europäischen Flugzeuge besaßen nur Höhen- und Seitensteuer. Die Anregung zur Anbringung von Schrägsteuerflächen ist von dem außerordentlichen Erfolg der Brüder Wright

ausgegangen, den man mit Recht zum Teil der Steuerfähigkeit ihrer Maschine um die Flugachse zuschreiben kann. Die Brüder Wright benutzen für diesen Zweck keine besonderen Steuerflächen, sondern erzielen eine Aenderung der Schräglage durch Verwindung der Haupttragflächen. Wird auf der einen Seite der Flugwinkel der Tragflächen vergrößert, auf der anderen dagegen verkleinert, so wächst natürlich auf der einen Seite das Hubvermögen, während es auf der anderen Seite sinkt.

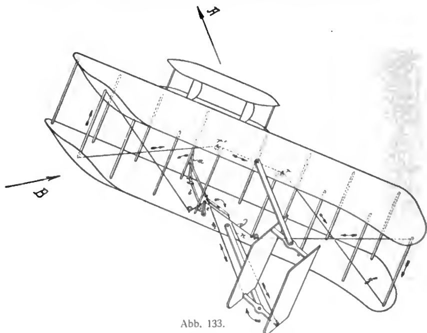


Abb. 133.

Wegen der Größe der hierbei wirksamen Fläche ist die Steuerung außerordentlich kräftig. Die Benutzung der Tragflächen selbst zur Steuerung hat noch den weiteren großen Vorteil, daß ziemlich erhebliche Einstellungsfehler der Tragflächen, die sich z. B. durch Nachlassen der Spanndrähte ergeben haben, mittels des Steuers während des Fluges ausgeglichen werden können.

Die Art, wie die Flächen des Wrightschen Flugzeugs zum Zweck der Schrägsteuerung verstellt werden, ist aus Abb. 133 ersichtlich. Die Flugrichtung ist durch den Pfeil A bezeichnet. Neigt sich der Flugdrachen nach rechts, z. B. infolge eines aus der Richtung B wehenden Windstoßes, so wird der

Handhebel a in entgegengesetzter Richtung, also naeh links bewegt. Dadurch wird das Rohr b gedreht, und der Hebel e zieht das Drahtseil d nach links. Infolgedessen bewegt sich die rechte Hälfte des Flugzeugs nach unten, und die rechte Ecke der unteren Tragfläche wird durch die beweglich angebrachte Strebe gleichfalls naeh unten gebogen. Am unteren Ende dieser Strebe ist der Draht f befestigt, der über die Rollen r und r' führt und seinerseits nun die linken Tragflächenhälften nach oben krümmt. Durch diese Verwindung der Tragflächen wird die Hubkraft der rechten Tragflächen vergrößert und die der linken verkleinert, wodurch sich das Flugzeug wieder aufrichtet.

Da die Flächen ursprünglieh schon nach unten gekrümmt waren, wird durch die Verwindung der Widerstand auf der rechten Seite vergrößert, auf der die Tragflächen zur Vergrößerung des Hubes stärker gekrümmt worden sind. Infolgedessen sucht der Flugdrachen noch eine Seitendrehung um seine senkreehte Aehse auszuführen. Zur Vermeidung dieser unerwünschten Drehung des Flugzeuges um die senkrechte Achse beim Schrägsteuern muß man gleichzeitig das Seitensteuer in entgegengesetztem Sinne betätigen. In dem vorliegenden Falle, in dem das Flugzeug sich naeh rechts drehen würde, ist das Seitensteuer so einzustellen, daß es allein den Apparat naeh links drehen würde.

Diese Drehung des Seitensteuers erfolgt mit Hilfe desselben Hebels a, mit dem die Verwindung der Tragflächen vorgenommen wird. Er ist nämlich mit seinem Rohr b nicht fest, sondern durch ein Scharnier verbunden. Wird er nach vorn oder hinten gestoßen, so betätigt er mittels der Züge m und n das Seitensteuer. Um die in Abb. 133 gezeichnete Stellung des Seitensteuers zu erzielen, muß der Handhebel nach vorn gelegt werden. Die Sehrägsteuerung beim nach rechts kippenden Flieger erfolgt demnach, indem man den Handhebel a sowohl naeh links als auch nach vorn bewegt. Kippt der Flieger naeh links, so muß der Hebel nach rechts und hinten verstellt werden.

Das Höhensteuer wird dureh den linken Handhebel betätigt. Wird er nach vorn gestoßen, so krümmen sich die Steuerfläehen so, daß das Steuer Oberwind bekommt, wird er naeh hinten gezogen, so wirkt das Höhensteuer hebend.

Die Einrichtung der Bedienung des Wrightsehen Höhensteuers ist aus Abb. 134 ersichtlieh. An der Stange b h, die am vorderen Ende der Gleitkufe des Fliegers sitzt, ist der Hebel d f um Punkt c drehbar. An dem Hebel sitzen Stangen, die an den Steuerfläehen angelenkt sind. Bei der Bewegung

des Steuerhebels in die Stellungen o′ und o nehmen die Verbindungsstangen und die Flächen die gestrichelt gezeichneten Lagen ein.

Die Betätigung des Höhen-, Seiten- und Schrägsteuers durch zwei besondere Hebel ermöglicht zwar eine baulich ein-

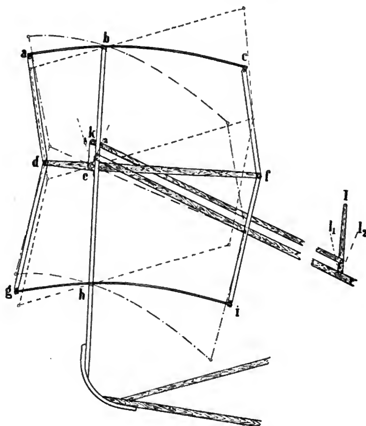


Abb. 134. Wright's Höhensteuer.

fache Gestaltung, erfordert indessen eine ziemlich erhebliche Uebung in ihrer Bedienung. Es dürfte sich vielleicht empfehlen, die Hebel auf einen zu beschränken, dessen Verstellung die entsprechenden Bewegungen der Maschine bewirkt.

Neuerdings ist die Steuerung des Wrightflugzeugs so abgeändert worden, wie die Abb. 135 erkennen läßt. Beide



Abb. 135. Die neue Wright-Steuerung.
(Der kleine Hebel am Handgriff ist auf der abgebildeten Maschine falsch angebracht. Er muß statt nach links oben, nach rechts unten zeigen.)

Hebel sind nur in einer Ebene, von vorn nach hinten, schwenkbar. Der für den Führer linke Hebel ist auf der Abbildung doppelt vorhanden. Für den Schüler befindet er sich auf seiner

rechten Seite. Er betätigt, wie in der alten Anordnung, das Höhensteuer.

Der rechte dient der Schrägsteuerung. Bewegt ihn der Führer auf sich zu, also von vorn nach hinten, so werden die Tragflächen so verwunden, daß der Flugwinkel der linken Seite vergrößert wird.

Gleichzeitig mit dieser Verwindung verstellt man auch das Seitensteuer. Auf derselben Drehachse sitzt nämlich eine Scheibe, die mittels kurzer Ketten zwei Drahtzüge betätigt. Sie laufen nach hinten zum Seitensteuer, u. zw. verstellt das Anziehen des Hebels das Steuer nach rechts, das Vorstoßen nach links. Die Mitnahme der Scheibe geschieht durch eine Eisenstange, die oben an einem kurzen Hebel des Handgriffs angelenkt ist.

Dieser Griff kann senkrecht zur Bewegungsebene des Hebels verstellt werden. In der auf der Abb. 135 ersichtlichen Lage bewirkt er einen Ausschlag des Seitensteuers nach links.

Da das Verstellen des rechten Hebels gleichzeitig die Flächen verwindet und das hintere Seitensteuer verstellt, ist zur Erzielung einer Schrägsteuerung nur eine Bewegungsart erforderlich. Kippt das Flugzeug nach links, so zieht man den Hebel an, neigt sich dagegen die rechte Seite, so stößt man ihn nach vorn.

Die Seitensteuerung wird in der Weise vorgenommen, daß man den Handgriff nach der Richtung kippt, nach der man fliegen will, und daß man dabei zur Erzielung der gewünschten Schräglage gegen das Abtreiben den Hebel nach vorn oder hinten bewegt.

Die neue Wrightsteuerung bedeutet nicht nur eine erhebliche Erleichterung der Bedienung des Flugzeugs, sondern erst mit ihr wenden die Wright ihr deutsches Patent an, daß sich auf eine Kupplung von Schräg- und Seitensteuer bezieht.

Die zweite Neuerung, die man an den Wrightflugzeugen auf dem Platz in Johannisthal bemerkt, sind drei Laufräder an den Kufen. Vorn, wo die kleine Rolle sich befand, ist das eine Laufrad befestigt, während die beiden andern an den Kufen unter der Tragfläche sitzen.

Auch mit Hilfe dieser Räder geht der Abflug leicht und sicher vonstatten.

Recht bedeutsam ist die dritte Neuerung, die Orville Wright noch bei seiner letzten Anwesenheit in Deutschland angegeben hat: Am Ende der oberen Stange, die das Seitensteuer trägt, ist eine kleine flache Dämpfungszelle angebracht. Wenn sie noch etwas vergrößert sein wird, dürfte der letzte Vorwurf fallen, den man dem Wrightflugzeug nicht ganz ohne Grund

macht, es fliege unruhig und erfordere wegen der mangelnden Dämpfung besondere Kunst und Aufmerksamkeit. Schon die kleine Zelle verbessert die Flugruhe erheblich.

Zur Ermöglichung der Verdrehung der Tragflächen sind bei Wright nur zwei mittlere vordere und zwei mittlere hintere Streben zwischen Ober- und Unterdeck fest nach Abb. 137 verbunden. Das Stahlblech a ist mittels Schrauben an den Hölzern befestigt. Der Spanndraht greift in der gezeichneten Weise an dem Stahlblech an. Beachtenswert ist noch die Drahtverbindung. Wright verwendet nur wenige Spann-

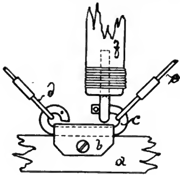


Abb. 136.

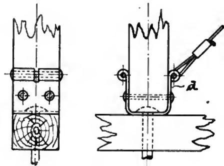


Abb. 137.

schlösser. Wenn der Draht die erforderliche Spannung hat, wird er umgebogen und um das Ende eine Messinghülse gelötet.

Die Verbindung der beweglichen Streben mit den Tragflächenrahmen zeigt Abb. 136. Auf den Rahmen a ist ein Blech b geschraubt, das den dicken Drahtbügel c festhält. An diesen greifen die Spanndrähte d und e an. Die Strebe f umfaßt mit ihrer Oese das Ende von c und wird an dem Abgleiten durch einen kleinen Stift gehindert.

8. Stabilität der Flugzeuge.

Schon bei der Steuerung ist die Frage erörtert worden, ob es möglich sei, ein Flugzeug so zu bauen, daß es unter allen Umständen in der einmal eingenommenen Flugrichtung verharrt. Es ist dort behauptet worden, daß dies kaum zu erreichen sei, daß man vielmehr imstande sein müsse, den Flugdrachen nach Belieben um seine drei Raumachsen zu drehen. An dieser Stelle sollen nun die Umstände besprochen werden, die beachtet werden müssen, um das Ziel, den Flieger von den Zufälligkeiten

der Windstöße und anderen Störungen möglichst unabhängig zu machen, zu erreichen.

Stabil ist ein Apparat bekanntlich, wenn er nach dem Herausbringen aus seiner Gleichgewichtslage wieder in sie zurückzukehren bestrebt ist. Je größer die zum Herausbringen aus der Gleichgewichtslage des Flugzeugs nötige Kraft ist und je größer der Winkel ist, um den man es ohne Schaden drehen kann, um so größer ist seine Stabilität. Von Wichtigkeit ist in dieser Beziehung auch noch der Umstand, daß die den Flugdrachen zurückdrehenden Kräfte ihm keine beschleunigten Bewegungen erteilen dürfen, um pendelartige Schwingungen zu vermeiden. Das beste Mittel hiergegen ist eine genügende Dämpfung. Da die Frage der Flugfestigkeit von der der Steuerung vielfach nicht zu trennen ist, so sind schon an jener Stelle eine Anzahl die Flugruhe betreffender Fragen erörtert worden.

Das Problem in seiner Gesamtheit mathematisch zu fassen, ist nicht ratsam und wegen der wechselnden Richtung, Stärke und Ausdehnung der Windstöße unmöglich. Es seien daher hier nur noch einige wichtige Punkte herausgegriffen.

Ein Drachen ist von den ballonlosen Flugvorrichtungen im allgemeinen die stabilste. Es liegt das daran, daß außer der bei allen Gegenständen vorhandenen senkrechten Schwerkraft noch eine Kraft mit ständig nahezu gleicher Richtung vorhanden ist, nämlich der Schnurzug.

Der Kraftflieger, die Flugmaschine, ist schon weniger stabil, weil die Antriebskraft mit der Lage des Flugzeugs ihre Richtung ändert. Am unstabilsten ist der Gleitflieger, weil ihm auch diese richtunggebende Kraft fehlt und die Größe und Richtung seines Auftriebs außer von seiner Stellung auch noch von seiner Geschwindigkeit abhängt. Denn ist der Gleitflieger in Ruhe, so wirkt nur die Schwerkraft auf ihn ein, beginnt er seine Abwärtsbewegung, so tritt der Luftwiderstand hinzu; dessen Richtung und Stärke wechselt mit der Gleitgeschwindigkeit und die Größe außerdem mit dem Winkel, unter dem der Gleitflieger sich bewegt. Daraus folgt, daß ein richtig gebauter Gleitflieger die beste Schule für den Kraftflieger abgibt. Wer einen mit allen Lenkvorrichtungen ausgestatteten Gleitflieger zu beherrschen vermag, dürfte ohne Schwierigkeit auch den Kraftflieger meistern können.

Die Bedingung der Stabilität, daß zur Erlangung möglichster Unabhängigkeit gegen Windstöße die Flächen um den Schwerpunkt möglichst gleichmäßig verteilt seien, ist schon bei der Seitensteuerung erörtert worden. Eine solche gleichmäßige Verteilung ist aber auch über und unter der Flugachse erwünscht,

um bei Seitenböen ein Kippen des Flugzeuges zu vermeiden. Zunächst ist es natürlich am besten, senkrechte, in der Flugrichtung liegende Flächen nach Möglichkeit zu vermeiden. Zwischenwände, wie sie der Voisin-Apparat aufweist, sind daher nicht zu empfehlen. Bei diesem Flugzeug haben die vorderen Wände den Zweck, einen, wenn auch unvollkommenen Ausgleich gegen die Seitenwände der Schwanzzelle zu bieten, die den Flugdrachen bei jedem seitlichen Windstoß drehen, ferner verhindern sie ohne Schräglage in Kurven das Abtreiben des Flugzeugs, und dann dienen sie wegen des fehlenden

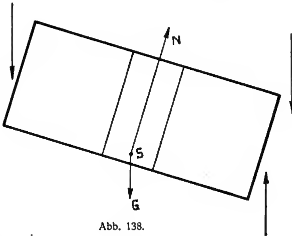


Abb. 138.

Schrägsteuers dazu, den Apparat wieder aufzurichten, wenn er seitlich zu kippen droht. In diesem Falle muß der Fahrer entweder mittels Verlegung des Schwerpunktes durch seitliches Hinüberbiegen seines Körpers oder dadurch steuern, daß er das Höhensteuer verstellt und nach unten fällt. Beim Fallen wirkt die Seitenfläche in der Weise aufrichtend, wie Abb. 138 erkennen läßt. Daß diese Art der Schrägsteuerung recht unvollkommen ist, dürfte einleuchten.

Außerdem richtet sich der Flugdrachen auch auf, wenn man ihn eine Seitendrehung zu machen nötigt. Neigt er sich z. B. nach der linken Seite, und wendet man das Flugzeug nach rechts, so ist die Geschwindigkeit und damit die Hubkraft auf der linken Seite erhöht.

Im übrigen wirkt natürlich auch das Drehmoment des Flugzeuggewichts aufrichtend, da der Drehpunkt im Angriffspunkt

des Auftriebes N angenommen werden kann. Dieses Drehmoment ist natürlich um so größer, je tiefer der Schwerpunkt S liegt. Es ist indessen nicht ratsam, ihn zu diesem Zweck möglichst tief zu lagern, da der Flugdrachen sonst gegen seitliche Windstöße, wie schon beim Ballon auseinandergesetzt worden ist, weniger standfest wäre.

In genau gleicher Weise wie die senkrechten Wände wirkt auch die Schrägstellung der Tragflächen nach Art der Abb. 139. Von dieser Flügelstellung, die abwärts schwebende Vögel manchmal auf kurze Zeit einnehmen, und die man vielfach noch empfohlen und bei neueren Apparaten angewendet findet, gilt das gleiche wie für die senkrechten Wände. Für die Stetigkeit des Gleitfluges in ruhiger Luft ist sie zwar vorteilhaft, aber gefährlich bei seitlichen Windstößen. Neigt sich der Apparat beim Sinken, so vergrößert sich der Hebelarm des Winddrucks, und sein Angriffspunkt verschiebt sich nach dem Rande zu. Das

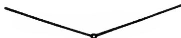


Abb. 139.

auf dieser Seite nun größere Drehmoment sucht das Flugzeug wieder aufzurichten. Beim wagerechten normalen Flug eines Kraftfliegers fällt dieser im Niederfluge vorhandene Vorteil der schrägen Tragflächen aber fast gänzlich fort. Dabei besteht nur der Nachteil, daß bei seitlichen Windstößen die Gefahr vorhanden ist, den Apparat durch das stärkere Drehmoment umzuwerfen, das der Wind auf der weit über dem Schwerpunkt befindlichen Fläche entwickelt.

Ueber die Größe der Kräfte, die eine seitliche Neigung des Fliegers hervorrufen können, gibt folgende Rechnung Auskunft, die den Einfluß des Motor-Drehmoments auf die Schräglage ermittelt.

Ein Motor von 50 PS und $n = 1500$ besitzt ein Drehmoment von $\frac{716 \cdot 50}{1500} = 23,9$ rd. 24 mkg. Dieses sucht den Flugdrachen also entgegen der Motorbewegung zu drehen. Klaftert er etwa 12 m, wie der Wrightsche, so müßte man am Ende des einen Flügels ein Gewicht von 4 kg anbringen, um das Drehmoment auszugleichen, oder auch den Motor ein kleines Stück zur Seite rücken.

Ist der Ausgleich nicht vorgenommen, oder stoppt der Motor, so bleibt dieses Drehmoment übrig. Es fragt sich nun,

um welchen Winkel es das Flugzeug verdrehen muß. Beträgt in der Abb. 140 die Länge des Hebelarmes x, an dem das im Schwerpunkt vereinigt gedachte Gewicht G des Apparates nach der Verdrehung angreifen muß, um das Drehmoment auszugleichen, so erhält man

$$500\ x = 24$$

$$x = \frac{24}{500} = 0{,}048\ \text{m}.$$

Ist die Entfernung des Schwerpunktes vom scheinbaren Aufhängepunkt 2 m, so wird

$$\sin \alpha = \frac{0{,}048}{2} = 0{,}024 \text{ und } \alpha = 1{,}5^0,$$

was unbedeutend ist.

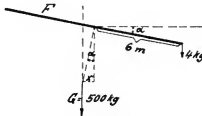


Abb. 140.

Bedenklicher erscheint die Anwendung nur einer Schraube, die ins Langsame übersetzt ist, da in dem Grade der Uebersetzung natürlich das Drehmoment auf das Flugzeug wächst.

Beträgt, wie es häufiger der Fall ist, das Uebersetzungsverhältnis 1:3, so ist die Verdrehung auch dreimal so groß.

Der Einfluß der Schräglage des Luftschiffs auf die Lenkung ist schon auf S. 45 erörtert worden.

Ein Flugdrachen, der sich schräg gestellt hat, ist darum noch nicht gleich in Gefahr umzukippen. Er verliert aber an Tragkraft und gleitet nach der Seite seiner Neigung nach unten.

Um ihn stets möglichst gleichmäßig zu belasten, ist es erforderlich, die veränderliche Last möglichst in der Mitte anzuordnen. Wright hat daher seinem Fluggast den Platz in der Mitte zwischen Maschine und Lenker angewiesen. Das Flugzeug ist hierbei im Gleichgewicht, gleichgiltig, welches Gewicht der Mitflieger besitzt.

Am besten ist es natürlich, wenn die veränderliche Last, wie Fahrgast oder Benzingefäß, nicht nur in der Mittelachse, sondern im Schwerpunkt des Flugzeugs angeordnet ist, da in

diesem Falle auch die Höhensteuerung von ihrer Größe nicht beeinflußt wird.

Bei dem Benzingefäß ist noch zu beachten, daß man gut tut, es zu unterteilen, da freie Flüssigkeiten durch ihre Schwankungen die Stabilität stark beeinträchtigen. Aus diesem selben Grunde ist auch eine Schotteneinteilung beim Lenkballon von Vorteil, wenn er einmal nicht prall ist. Das hin- und herschwankende Gas kann so große Trägheitskräfte ausüben, daß die Hülle gesprengt wird.

Ganz gleichgiltig für die Stabilität ist es, ob die Schraube das Flugzeug zieht oder schiebt. Wenn in Abb. 141 der Angriffpunkt der Zugkraft T in der Richtung T verschoben wird, so wird nichts geändert. Bei einer etwaigen Drehung des Apparats

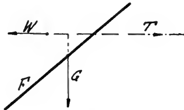


Abb. 141.

dreht sich die Richtung der treibenden Kraft in jedem Falle mit, so daß die Lage des Angriffpunktes auf der Linie von T belanglos ist.

Im übrigen dürfte es im allgemeinen von Vorteil sein, die Schraube das Flugzeug schieben zu lassen, da die Tragfläche die Luft der nachfolgenden Schraube nicht so sehr beunruhigt, wie die wirbelnde Luft der Schraube die Tragfähigkeit der Fläche vermindert. Die Schraube holt die Luft von allen Seiten des Raumes her, so daß man auf ihrer Saugseite nur wenig Wind verspürt, während sie die Luft mit nur wenig gestreutem Strahl in ihrer Achsrichtung schleudert. In dieser Richtung ist der Schraubenwind daher sehr stark. Trifft er wie bei vorn angeordneter Schraube auf Flugzeugteile, so muß ihr Wirkungsgrad verschlechtert werden. Außerdem ist für einen hinter der Schraube sitzenden Insassen der heftige Schraubenwind unangenehm. Der Umstand, daß die vor der Schraube liegende Tragfläche die Luft etwas nach unten und vorn beschleunigt, dürfte nicht von Bedeutung sein.

B. Konstruktionseinzelheiten.

1. Vorbereitung der Konstruktion durch Modelle.

Sowohl bei der geschichtlichen Uebersicht, als auch auf verschiedenen Abbildungen sind Modelle von Flugzeugen dargestellt worden. Solche Modelle dienen einmal zur Veranschaulichung der Konstruktion für Laien, die eine Zeichnung nicht zu lesen verstehen, dann aber tragen sie auch dazu bei, sich vor dem Bau des endgiltigen Apparates über das Verhalten des großen einige Klarheit zu verschaffen, ähnlich wie man aus dem Widerstande der Schiffsmodelle auf den der großen Ausführung schließen kann. Ebenso wie dort muß man über die Beziehung zwischen den einzelnen Größen bei beiden entsprechenden Ausführungen unterrichtet sein. Das ist nun für Flugmaschinen noch keineswegs in vollem Maße der Fall. Als brauchbare Annäherung diene die Ueberlegung, daß bei einer Vergrößerung eines Flugzeugs die Gewichte mit der dritten und die Flächen mit der zweiten Potenz der linearen Vergrößerung zunehmen. Gibt man also einem Flugdrachen z. B. die fünffache Klafterung des Modells, so wächst die Tragfläche auf das 25fache, sein Gewicht dagegen ungefähr auf das 125fache.

Die Vögel, die einander geometrisch nahezu ähnlich sind, bestätigen in hohem Maße diese Beziehungen. Daher ist bei allen Vögeln gleicher Flugart, wie schon bemerkt worden ist, der Ausdruck $\frac{F^{1/2}}{G^{1/3}}$ nahezu derselbe, bei Segelfliegern ungefähr 7, beim Wrightschen Flugzeug gleich $\frac{\sqrt{500\,000}}{\sqrt[3]{500\,000}} = \frac{707}{79{,}3} = 8{,}9$. Ein Modell des Wrightschen Flugzeugs muß nach dieser Ueberlegung demnach, wenn man es auf den 5. Teil seiner linearen Abmessungen verkleinert, den 25. Teil seiner Fläche und den 125. Teil seines Gewichts haben, um nach Art der Vögel verkleinert zu sein. Es muß demnach statt ungefähr 50 qm deren 2 bei einem Gewicht von etwa 4 kg haben. Seine Flächenbelastung beträgt dann statt 10 kg/qm nur noch 2 kg/qm.

Die kleinsten Modelle fertigt man zweckmäßig aus Papier an. Die Beschwerung zur Verlegung des Schwerpunktes kann man durch aufgeklebte Pappstücken oder Staniolröllchen vornehmen. Durch Pappe ist z. B. das Modell der Abb. 126 vorn beschwert, das einen sehr gut fliegenden Papierflieger in natürlicher Größe darstellt. Die Flügelenden sind zweckmäßig bis an den Strich etwas aufzubiegen.

Im Folgenden seien einige Modelle des Verfassers angeführt.

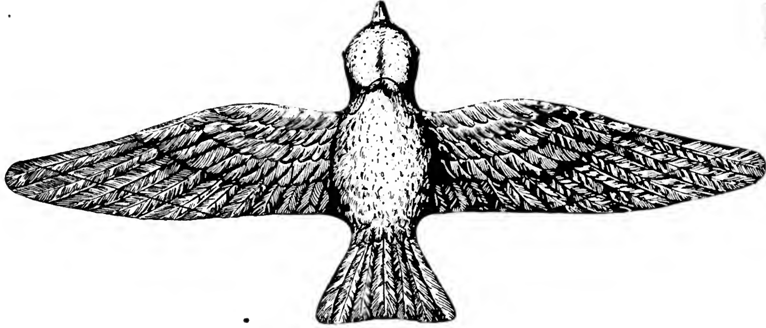


Abb. 142. Modell aus Papier.

Durch Zusammenkniffen des Papiers ist die Beschwerung beim Modell der Abb. 143 vorgenommen.

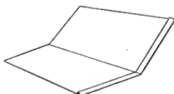


Abb. 143. Papiermodell.

Auch dieses Modell fliegt bei richtiger Schwerpunktlage gut. Damit die Seitenflächen sich nicht so leicht verbiegen, können die Ränder auch umgeknifft werden.

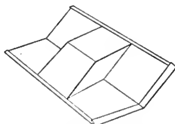


Abb. 144. Papiermodell.

Vorzüglich fliegt auch das Papiermodell der Abb. 144. Infolge der Teilung der Tragflächen ist der Flug außerordentlich ruhig. Der Schwerpunkt ist durch das Umkniffen des vorderen



Abb. 145.

Randes nur wenig nach vorn gerückt. Die Kniffe der Seitenränder dienen wieder zur Versteifung.

Der Papierring der Abb. 145 ist durch eine mit Fischleim aufgeklebte Staniolrolle beschwert. Dieses Modell ist vergrößert zu dem Doppeldecker der Abb. 146.

Abb. 147 zeigt dasselbe Modell als fertiges Flugzeug in der Weise verändert, daß die Flächen überall gleiche Tiefe haben. Es ist von außerordentlicher Festigkeit und hat wenig Teile, die nur der Versteifung dienen. Von den bisher bekannten Flugdrachen unterscheidet es sich dadurch, daß auch die Höhensteuerung mittels der Tragflächen erfolgt. Wird z. B. der hintere Rand der vorderen Tragflächen nach unten, der der hinteren nach oben gebogen, so steuert das Flugzeug aufwärts. Werden die rechten hinteren Ränder der Tragflächen dagegen gesenkt, die

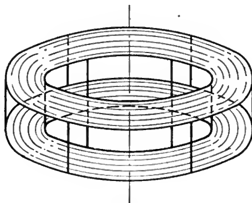


Abb. 146.

linken gehoben, so wird der Auftrieb auf der rechten Seite vergrößert. Die Seitensteuerung erfolgt durch senkrechte Steuerflächen.

Auch bei dem Modell der Abb. 148 ist die Anzahl der nur der Versteifung dienenden Teile denkbar gering. Es ist schwer in eine der geläufigen Gruppen einzureihen. Sein Flug ist sehr leicht stetig zu bekommen. Die Schrauben bringt man entweder in der Mitte oder da an, wo die schrägen Flächen mit den wagerechten zusammentreffen.

Bei dem Modell der Abb. 149 ist vorn und hinten je eine Schraube angeordnet. Die Konstruktion zeichnet sich auch durch große Festigkeit aus.

Ein Modell, das in München bei einem Wettbewerbe mit dem ersten Preis bedacht worden ist, ist das auf Abb. 150 dargestellte von Paul Volmer. Die Apparate mußten 1—2 qm Fläche haben und mindestens 0,5 kg/qm wiegen. Weiter war als Mindestleistung vorgeschrieben, daß sie von einer 2 m hohen

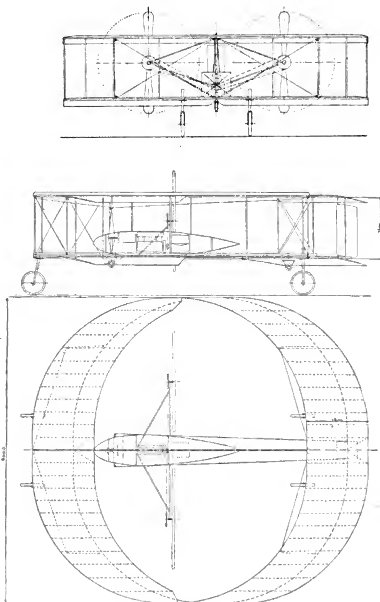


Abb. 147. Flugzeug von Huth.

Abflugstelle 15 m im Gleitflug zurücklegen mußten, wobei die ihnen mit der Hand oder einer Vorrichtung erteilte Anfangsgeschwindigkeit höchstens 5 skm betragen durfte. Die Preisverteilung sollte nach der Formel

$$\frac{\text{Entfernung . Gewicht}}{\text{Tragfläche}}$$

vorgenommen werden.

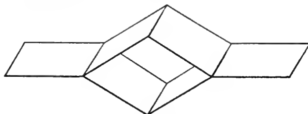


Abb. 148.

Von den eingesandten Modellen genügte nur ein einziges, das des Berliner Ingenieurs Paul Volmer, den gestellten Bedingungen. In dem vom Sportausschuß der Ausstellung am 29. Juni veranstalteten Wettflug legte das Modell bei der vor-

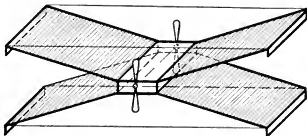


Abb. 149. Flugzeugmodelle von Huth.

geschriebenen Abflughöhe im windstillen Raum der Schrannenhalle 17,35 m zurück. Aber auch bei der Prüfung im Freien zeigte es sich sehr stabil und flog am 1. August eine Strecke von 30 m.

Die Rahmen der Tragflächen sind aus Kiefernholz gefertigt und durch ein Gestell aus Aluminium miteinander verbunden. Die Tragflächen selbst bestehen aus Seide, die noch durch einen Ueberzug gedichtet ist. Die beiden oberen Tragflächen a und b stehen durch Längsflächen c und d miteinander in Ver-

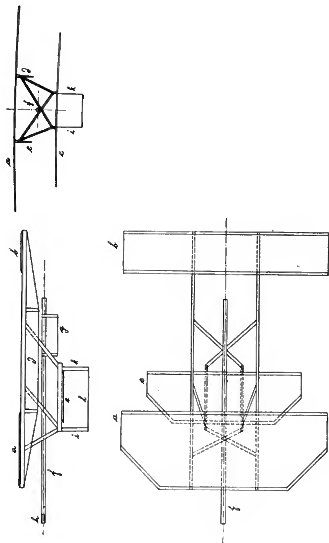


Abb. 150. Gleitfliegermodell von Volmer.

bindung. Die untere Tragfläche e befindet sich nicht senkrecht unter der oberen, sondern ist etwas nach der Mitte versetzt, um beim Abwärtsgleiten des Flugzeugs die obere Fläche a aus ihrem Windschatten herauszubringen. Andererseits steht die untere Fläche der oberen doch immer noch ziemlich nahe und ist groß genug, um den Flugdrachen unter die Doppeldecker einreihen zu müssen. In der Mitte des Apparats befindet sich eine Längsstange f, die hinten, nicht weit von der Mitte ent-

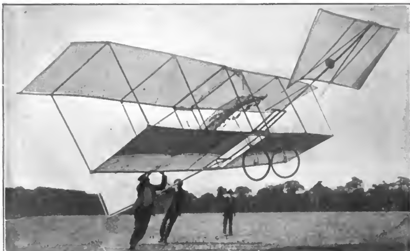


Abb. 151. Prüfung eines Flugzeugmodells im Winde.

fernt, eine Steuerfläche g trägt und vorn mit einem verstellbaren Gewicht h versehen ist. Ein verstellbares Gewicht müssen solche Modelle haben, um den Schwerpunkt in die richtige Lage bringen zu können. Bei diesem Modell liegt er etwa in Höhe der mittleren Stange oberhalb des Mittelpunktes der unteren Tragfläche e. Beim Wenden des Apparats sollen die erwähnten Längsflächen c und d den Widerstand hervorrufen, der nötig ist, den Flugdrachen aus der alten Richtung möglichst schnell herauszubringen, ohne daß er sich zu stark auf die Seite neigt.

Eigenartig ist noch die Landungsvorrichtung des Apparats. Sie besteht aus zwei drehbaren Bügeln i und k, die unten durch 2 gerade Stahlfedern l verbunden sind. Beim Aufsetzen des Flugzeugs werden diese Stahlfedern wellenförmig gebogen und

lassen den Apparat so sanft niedergehen, daß er sich nicht beschädigen kann.

Der Inhalt der Tragflächen beträgt 1,04 qm, das Gewicht des Flugzeugs 1065 g, so daß also auf den qm 1,024 kg kommen.

Ein Modell, wie die ausgeführte Konstruktion, wird nach seiner Fertigstellung daraufhin geprüft, ob der Schwerpunkt in der Flugachse liegt, indem man den Apparat auf Kanten legt. Die Gleichartigkeit der Flächen kann man natürlich nur im Winde feststellen. Zu diesem Zwecke hält man den Apparat, der für diese Art der Prüfung nicht allzu groß sein darf, an einer Kante dem Winde entgegen, wie Abb. 151 erkennen läßt.

2. Abflug- und Landungsvorrichtungen.

Wie u. a. aus den schon gezeigten Abbildungen hervorgeht, sind auch die Vorrichtungen zum Abflug und zur Landung der



Abb. 152. Wrightflugzeug mit breiten Luftschrauben auf seinen Karren.

Flugschiffe außerordentlich verschieden. Das bis jetzt erfolgreichste Flugzeug, das Wrightsche, ruht, wenn es sich auf dem Boden befindet, auf Schlittenkufen; um es auf dem Lande fortzuschaffen, muß es auf zwei einrädrige Karren gesetzt werden, die auf einigen Abbildungen (z. B. Abb. 152) erkennbar sind. Da die Kufen etwas federn und das Fehlen eines Schwanzes es ermöglicht, das Flugzeug kurz vor der Landung mittels des Höhensteuers aufzurichten, um sowohl seine Geschwindigkeit zu vermindern, als auch durch den dabei zugleich erzeugten Auf-

trieb den Fall weiter zu mildern, so erfolgt das Landen der Wrightschen Flugmaschine außerordentlich sanft.

Weil die Kufen die Bewegung auf dem Boden natürlich stark bremsen, so kann der damit versehene Apparat auf diesen

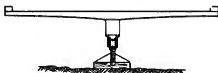


Abb. 153. Rollenbalken von Wright.

nicht anfahren. Er wird zum Zwecke des Anfahrens vielmehr auf einen mit zwei Rollen versehenen Balken (Abb. 153) gesetzt. Mit Hilfe dieses Karrens und der kleinen, an einer besonderen vorderen Querverbindung angebrachten Rolle gleitet das Flugzeug beim Anfahren auf einer 21 m langen hölzernen Schiene aus hochkant gestellten zölligen Bohlen.

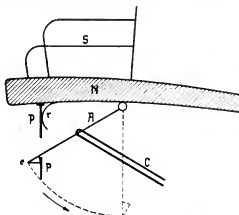


Abb. 154. Vorrichtung zum Halten des Wrightschen Flugzeugs vor der Abfahrt.

Um das Flugzeug, das auf der Schiene an den Seiten mittels des einrädrigen Karrens oder durch einen Mann am Kippen verhindert wird, nach Ingangsetzen seiner Maschine festzuhalten, benutzen die Wright die in Abb. 135 dargestellte Vorrichtung. Das Halteseil ist um den Hebel A geschlungen, der durch die Nase P am Umklappen verhindert wird. Hat der Motor die normale Umlaufzahl erreicht, so läßt der Führer den Hebel in die gestrichelt gezeichnete Lage schnellen und der

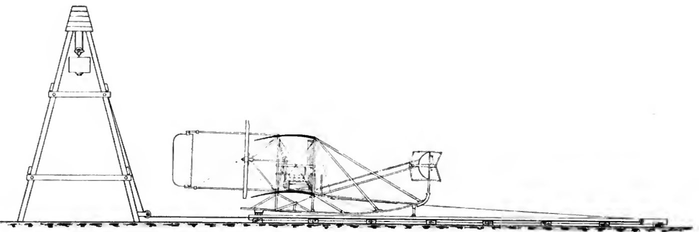


Abb. 155. Abflugvorrichtung von Wright.

Flugdrachen, der durch das Höhensteuer am zu frühen Steigen verhindert wird, bewegt sich auf der Schiene nach vorn.

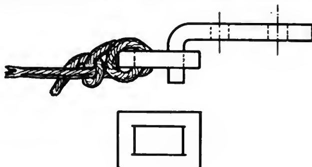


Abb. 156.

Bei Gegenwind genügt diese Abflugart. Bei Windstille dagegen müßte die Schiene länger sein. Um auch ohne Wind bei der kurzen Schiene abfliegen zu können, ist der auf Abb. 155



Abb. 157. Anflug des mit 2 Mann besetzten Wrightfliegers.

dargestellte 8 m hohe Bock angeordnet, in dem ein 700 kg schweres Gewicht hochgewunden werden kann. Das Seil, an dem das Gewicht hängt, ist an der Schiene entlang über eine

vorn angebrachte Rolle und von dieser wieder zum Flieger geführt. An diesen ist es mittels einer Oese an einem Haken befestigt, wie Abb. 156 erkennen läßt.

Beim Abflug unterstützt das rd. 5 m fallende Gewicht die Schrauben und bewirkt, daß nach 3 Sekunden die erforderliche

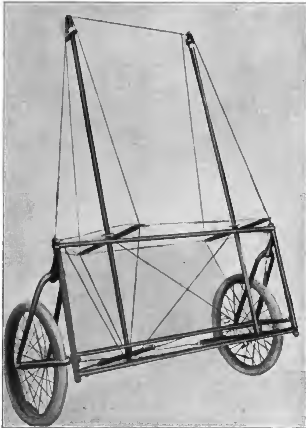


Abb. 158. Rädergestell von Voisin.

Fluggeschwindigkeit sicher erreicht ist. Die durch das Fallgewicht erzielte Mehrleistung beträgt $\frac{700 \cdot 5}{3 \cdot 75} = \backsim 15$ PS.

Der Anflug des mit zwei Mann besetzten Wrightfliegers ist auf Abb. 157 dargestellt. Das Fallgewicht ist etwa zur Hälfte abgelaufen. Damit die Maschine nicht kippe, läuft ein

Mann an der Seite mit. Außerdem sucht Wright noch durch seine Steuerung die gerade Lage des Flugzeugs zu erhalten. Die



Abb. 159. Fahrgestell von Voisin.

rechte hintere Seite erscheint auf dem Bilde deutlich nach unten verwunden. Man erkennt ferner, wie das Höhensteuer

nach unten gedrückt ist, um ein vorzeitiges Ablösen des Flugzeugs von der Schiene zu verhüten.



Abb. 160. Blériot-Flugzeug.

Phot. M. Rosenberg, Südende.

Die Wrightsche Abflugvorrichtung ist häufig abfällig beurteilt worden. Es muß zugegeben werden, daß es wünschens-

wert ist, ohne sie auszukommen und sich womöglich ohne jeden Anlauf oder nach einem sehr kurzen vom Boden zu erheben. Andererseits bietet sie aber den nachher zu besprechenden anderen Abflugvorrichtungen gegenüber doch erhebliche Vorteile. Vor allem weiß der Fahrer nach 3 Sekunden, ob er fliegt oder nicht. Zurzeit, wo es hauptsächlich darauf ankommt, erst überhaupt einmal zu fliegen, ist das sichere vom Boden Abkommen ein wesentlicher Vorteil. Die Abflugvorrichtung setzt den

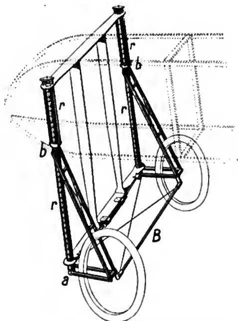


Abb. 161. Fahrgestell des Blériot-Flugzeugs.

Fahrer außerdem in die Lage, weil er oft und bestimmt in die Höhe kommt, sich eine ganz andere Uebung anzueignen, als bei den anderen Vorrichtungen, mit denen man sich vielleicht gerade am Ende des Flugplatzes vom Boden abhebt. Außerdem kann die Schiene auf jedem Boden, auf Sturzacker, aufgeweichter Erde u. dgl. aufgestellt werden, und erlaubt den Abflug da, wo er mit Hilfe anderer Vorrichtungen ausgeschlossen wäre. Will man das Mitschleppen eines Gewichts sparen, so kann man dies durch einen Wassersack, eine Anzahl Steine oder dgl. ersetzen, wie man statt des Mastes sich einer Mauer oder eines Telegraphenpfostens bedienen kann.

Gegen die Abflugvorrichtung spricht natürlich der Umstand, daß es nach einer erzwungenen Landung fern von ihr nicht möglich ist, auch bei ebenem Boden aufzusteigen.

Hierin günstiger ist die französische Aufflugart, bei der das Flugzeug auf einem Rädergestell ruht. Es sind daher neuerdings Wrightmaschinen gebaut worden, die an den Kufen Räder tragen. Die Räder der Flugzeuge sind meist gewöhnliche Fahrradräder mit Luftreifen besonderer Haltbarkeit. Die Bauart eines solchen



Abb. 162. Hinterrad des Blériot-Flugzeugs.

Fahrgestells, wie es die Brüder Voisin ausgebildet haben, ist aus den Abb. 158 u. 159 ersichtlich. Der spitz zulaufende Hohlträger, der beim fertigen Flugzeug zur Verminderung des Luftwiderstandes mit Stoff bespannt ist, trägt den Motor, das Steuerrad und den Führersitz. An diesem Körper sind federnd die Räder befestigt. Damit sie beim Landen unter Seitenwind nicht beschädigt werden, sind sie drehbar angeordnet. Sie erlauben also dem Apparat unter einem Winkel zu seiner Längsachse zu rollen.

Eine andere Ausführung der Räder zeigen Abb. 160 und 161, die die Räder des Blériotschen Apparates erkennen lassen. Die Radgabel sitzt an einer abgefederten Stange.

Das Hinterrad des Blériotflugzeugs ist auf Abb. 162 dargestellt. Außer der Spiralfeder ist hinten noch ein Gummizug angeordnet, um den seitlichen Ausschlag des Rades zu begrenzen.

Ausgezeichnet ist die Anordnung der Räder des Farman-Flugzeugs. Farman sucht die Vorteile der Räder mit denen der Kufen zu verbinden. Daher hat er die Räder in der auf Abb. 163 ersichtlichen Art durch starke Gummibänder befestigt. Diese Verbindungsweise läßt den Rädern genügend Freiheit und schont sie bei heftiger Landung dadurch, daß dann die Bänder



Abb. 163. Radgestell von Henry Farman.

so weit durchfedern, bis die Kufen aufsitzen. Auch ist das Gewicht dieses Fahrgestells verhältnismäßig klein.

Räder haben den nicht zu unterschätzenden Vorteil, daß das Flugzeug seine Fahrvorrichtung stets bei sich hat und daß es auf ebenem, in der herrschenden Windrichtung genügend ausgedehntem Gelände aufsteigen kann. Zum Anfahren ist zurzeit eine Strecke von mindestens 50, meist 100 bis 200 m und darüber erforderlich. Ist aber der Boden in der Ausdehnung nach der Windrichtung nicht genügend fest und eben, so ist es auch einem mit Anlaufrädern versehenen Flugdrachen nicht möglich, dort aufzusteigen. Dazu kommt, daß der Vorteil, unter Umständen Zwischenlandungen machen zu können, durch ein ziemlich erhebliches Mehrgewicht erkauft ist. Das Rädergestell der Voisinschen Maschinen wiegt

mindestens 75 kg. Da der auch nicht unbedingt erforderliche Schwanz dieser Apparate etwa ebensoviel wiegt, so führt dieses Flugzeug über 100 kg nicht unbedingt nötiges Gewicht mit sich.

Ein Ausschreiben der amerikanischen Militärverwaltung, das von einem Flugzeug forderte, es solle sich auf dem Wasser niederlassen und von dort auffliegen können, legt die Frage nahe, welche Vorteile die Möglichkeit bietet, ein Flugzeug schwimmfähig und so zu bauen, daß es vom Wasser abfliegen kann.

Das Flugzeug schwimmfähig zu machen, ist sehr leicht möglich, da es zu einem Gewicht von 500 kg nur Luftkufen oder



Abb. 164. Flugmaschinen-Modell auf Stelzen von Hoffmann.

einen wasserdichten Leib von 500 l, also $^1/_2$ cbm Inhalt zu besitzen braucht. Nimmt man 2 Kufen an, so hat eine solche von $^1/_4$ cbm Inhalt bei einer Länge von 2,5 m nur einen Durchmesser von 36 cm nötig, liefert also beim Anfahren auch nur einen geringen Wasserwiderstand. Bei Unfällen bietet die Wasserfläche den Vorteil, daß der Apparat weniger beschädigt wird und der Fahrer nicht im gleichen Maße wie auf dem Lande gefährdet ist. Daß bisher die Versuche mit Flugdrachen auf dem Wasser ungünstig verlaufen sind (es sei an die von Langley und Kreß erinnert), beweist nicht die Unmöglichkeit dieser Abflugart.

Andere Abflugvorrichtungen sind bisher nur im Modell versucht worden; so die des Reg.-Rats Hoffmann. Wie aus Abb. 164 hervorgeht, ruht sein Maschinchen auf Stelzen. Diese werden nach dem Anfahren nach vorn und hinten geschlagen und sollen durch den hierbei erzeugten Fall den zum Schweben erforderlichen Luftdruck erzeugen und die Anlaufstrecke verkürzen. Dadurch, daß das Apparatgewicht die Stelzenhöhe herabfallen kann, wird ihm natürlich die Falleistung zugeführt. Ob es indessen für einen großen Flugdrachen ratsam ist, seinen Fallbock mitzuführen, ist zweifelhaft, abgesehen von dem unangenehmen Gefühl, bei etwas starkem Wind den schwanken Turm zu besteigen.

Eine andere, wohl nur für motorlose Gleitflieger geeignete Abflugvorrichtung Hoffmanns ist auf Abb. 165 dargestellt. Die

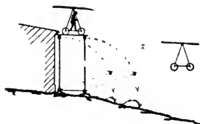


Abb. 165. Abflugvorrichtung für Gleitflieger von Hoffmann.

Platte ruht auf zwei Gelenkstangen. Zum Zwecke der Abfahrt wird sie nach vorn gestoßen und erteilt im Falle dem Flieger die erforderliche Fluggeschwindigkeit. Einfacher und wirksamer dürfte auch hier eine Vorrichtung nach Art der Wrightschen sein, die beim Gleitflieger entsprechend kleiner sein kann.

Ersetzt man die Kraft des Fallgewichts im Wrightschen Fallturm durch den Zug eines Wagens oder mehrerer Männer, so hat man eine für den Abflug eines Gleitfliegers genügende Kraft zur Verfügung. So hat sich der Engländer Pilcher im Jahre 1899 von Knaben an einem Seil, dessen Geschwindigkeit durch einen Flaschenzug erhöht wurde, auf seinem Gleitflieger wie einen Drachen in die Höhe ziehen lassen. Oben klinkte er die Zugschnur aus und segelte dann im Gleitflug zu Boden. Diese Vorrichtung dürfte die für den Abflug eines Gleitfliegers geeignetste sein.

Um die Beschleunigung des Flugdrachens zu erleichtern, stellt man ihn natürlich so, daß während des Anlaufs der Flugwinkel

möglichst gleich Null ist, die Flächen also scharf die Luft durchschneiden, ohne dabei schon nennenswert zu heben. Erst am Ende des Anlaufs wird durch Verstellung des Höhensteuers der Flugwinkel geändert. Wright und Voisin machten dies so. Eine Vorrichtung, die dasselbe auf konstruktiv nicht ganz einfache Weise zu erreichen sucht, ist die 1895 von Hoffmann

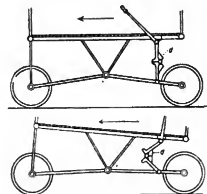


Abb. 166. Anflugvorrichtung von Hoffmann.

geplante und später von Jatho angewandte, die Abb. 166 zeigt. Die obere Darstellung gibt die Anfahrstellung, während die untere die Abfluglage darstellt.

3. Die Motoren der Luftfahrzeuge.

a) Anforderungen an einen Flugmotor.

Die Hauptabmessungen eines Flugzeugs werden durch die Größe seiner Tragflächen und diese wieder von der mitzuführenden Nutzlast und dem Eigengewicht des Fliegers bedingt. Eines der größten Gewichte, von dem die Abmessungen des Flugzeugs in hohem Maße abhängig sind, ist das des Motors. Ueber den zu benutzenden Motor müßte man sich vor dem endgiltigen Entwurf der Flugmaschine daher vor allem klar sein.

Die erforderlichen Pferdestärken, die der Motor zu leisten imstande sein muß, sind schon an mehreren Stellen Gegenstand der Erörterung gewesen. Hier sei nur auf die Konstruktion der Flugmotoren selbst eingegangen und auf die Verhältnisse, die zur Beurteilung einer solchen Maschine in Betracht kommen.

Die Schwierigkeiten, einen Flugmotor zu bedienen, sind ganz andere, als bei einem Wagenmotor auf dem Lande oder einem Bootsmotor auf dem Wasser. Der Lenkballon wird zwar

beim Versagen des Motors zum Freiballon, der auf die Benutzung der Luftströmungen angewiesen ist, aber beim Flugzeug hängt von dem Arbeiten des Motors nicht nur die Lenkbarkeit des Apparates, sondern natürlich auch sein Verbleiben in der Höhe ab. Die Zuverlässigkeit ist demnach die erste und wichtigste Bedingung, die ein Flugmotor erfüllen muß.

Zurzeit bestehen noch zwei Grundformen von Motoren für Flugzwecke, die man kurz als Luftschiff- und Flugmaschinenmotoren unterscheidet. Und doch hat diese Teilung wenig Berechtigung, da die Anforderungen, die die beiden Arten der Luftfahrzeuge an den Motor stellen, nur in ganz unwesentlichen Punkten voneinander abweichen. Der beste Motor für eine Flugmaschine ist sicher auch zugleich der für ein Luftschiff geeignetste.

Zumeist begegnet man der Ansicht, beim Luftschiffmotor spiele sein Gewicht keine so ausschlaggebende Rolle, wie beim Flugzeugmotor, da das Luftschiff viel länger in der Luft bleibe und das Motorgewicht wegen des hohen Brennstoffgewichts nicht in Betracht käme. So gebraucht ein 100 PS-Motor etwa 27 kg Benzin in der Stunde, auf einer Fahrt von 24 Stunden demnach 648 kg. Ein solcher Motor, z. B. der N-A-G-Motor, wiegt rd. 400 kg, ohne den 75 kg wiegenden Kühler mit seiner Wasserfüllung, der 100 PS-Daimler-Motor von gleicher Leistung wiegt 414 kg ohne Schwungrad. Dazu kommt der Kühler von 127 kg mit 58 kg Wasserfüllung, zusammen also etwa 600 kg. Aehnliche Gewichte haben die bekannten Körting-Motoren im Militärluftschiff, so daß man bei den vielfach benutzten Motoren 5 bis 6 kg Motorgewicht auf die Pferdestärke rechnen muß. Da für 24 stündigen Dauerbetrieb nur ungefähr das gleiche Gewicht auf den Brennstoff kommt, so ist nicht einzusehen, wieso eine Verringerung des Eigengewichtes der Motoren gegenüber dem Brennstoffverbrauch bedeutungslos sei.

Wiegt der 100 PS-Motor z. B. statt seiner 6 kg nur 1 kg auf die Pferdestärke, so könnte die Nutzlast desselben Luftschiffes um 500 kg, also 6 Personen, d. i. 100 v. H., vergrößert oder der Ballon entsprechend verkleinert werden. Wenn auch ein Luftschiff, im Gegensatz zur Flugmaschine, unter allen Umständen zum Schweben gebracht werden kann, so ist es um so verkehrter, dem Luftschiffmotor ein größeres Eigengewicht zuzugestehen, als bei ihm die Zuverlässigkeit nicht die gleiche ausschlaggebende Rolle spielt, wie beim Flugmaschinenmotor.

Der einzige Unterschied, der zwischen Luft- und Flugschiffmotoren besteht, liegt in der Größe ihrer Leistung, da die Luftschiffe zurzeit meist Motoren von 60 bis 100 PS gebrauchen, während die bestehenden Flugmaschinen mit ge-

ringeren Leistungen auskommen. Aber auch dieser Unterschied dürfte bald verschwinden und 100 PS-Motoren in Renn-Flugmaschinen erscheinen.

Gegen diese Forderung der Zuverlässigkeit tritt die andere, auch sehr wichtige der Leichtigkeit zurück. Wie aus den vorhandenen Konstruktionen zu ersehen ist, ist aber die Forderung der Leichtigkeit bei vielen Motoren bisher der der unbedingten Zuverlässigkeit übergeordnet worden, wodurch sie für ihren eigentlichen Zweck kaum brauchbar erscheinen.

Beim Flugmotor kommt es nicht nur auf ein geringes Gewicht seiner Bauteile an, sondern auch sein Brennstoffverbrauch spielt eine ganz bedeutende Rolle. Sein geringes Gewicht kann hinfällig sein, wenn der Verbrauch an Betriebsmitteln so hoch ist, daß schon ein kürzerer Betrieb die Mitnahme einer Menge bedingt, deren Gewicht die Leichtigkeit des Motors wieder wettmacht.

Die Zuverlässigkeit des Flugmotors ist deswegen schwierig zu erreichen, weil er unter viel härteren Bedingungen arbeitet als z. B. der Automobilmotor. Wie der Bootmotor steht er vielmehr fast ständig unter Vollast.

Die Lager des Flugmotors sind demnach sehr reichlich zu bemessen, möglichst mit einem Flächendruck unter 80 kg/qcm. Ferner muß das Gehäuse genügend fest sein, um schädliche Durchbiegungen auszuschließen.

Die zweite, nächst der Zuverlässigkeit wichtigste Forderung an dem Flugmotor, seine Leichtigkeit, steht zur ersten leider im Gegensatz. Will man die Leichtigkeit z. B. dadurch erreichen, daß man das Material so hoch wie möglich beansprucht, so leidet darunter natürlich leicht die Zuverlässigkeit. Diese durch Verdoppelung wichtiger Teile, wie Magnet u. dergl., erreichen zu suchen, kostet Gewicht. Man muß vielmehr bestrebt sein, die Anzahl der Teile zu verringern, da mit ihrer Anzahl auch die Möglichkeit eines Schadens abnimmt.

Statt das Material zu sehr anzuspannen, muß man bestrebt sein, es besser auszunutzen, z. B. dadurch, daß man mehrere Pleuelstangen auf denselben Zapfen arbeiten läßt u. dergl.

Wichtig für den zuverlässigen Lauf eines Motors ist die richtige Ausbildung der Schmierung. Diese muß unter allen Umständen im Winter und in großer Hitze zuverlässig arbeiten. Es empfiehlt sich daher, den Oelbehälter so anzuordnen, daß sein Inhalt nicht erstarrt.

Ebenso muß der Vergaser so beschaffen und angeordnet sein, daß die Temperaturschwankungen, die der Luftzug und die wechselnde Höhe mit sich bringen, das Arbeiten des Motors nicht stören.

Die größere Höhe mit ihrem geringeren Luftdruck beeinflußt auch hierdurch die Motorleistung. Einmal nimmt die angesaugte Luftmenge ab, und der Verdichtungsgrad wird geringer. Beides verringert die Leistung. Die größere Höhe wirkt also ähnlich einer Drosselung der Luftzufuhr des Motors.

Bei der Vielgestaltigkeit der Konstruktionen der Flugmotoren kann man bemerken, daß man häufig mit großer Frische und Ursprünglichkeit an die Lösung der Aufgabe, einen leichten Motor zu bauen, herangegangen ist. Unbekümmert um wirkliche und vermeintliche Konstruktionsgrundsätze ist man u. a. solche Wege gegangen, die sich auf einem früheren Standpunkt der Motorentechnik als ungangbar erwiesen hatten, die man aber heute zu beherrschen gelernt zu haben glaubt. Sind diese Anregungen, die von Mut und Vertrauen auf die eigene Kraft zeugen, auch mit großer Freude zu begrüßen, so muß anderseits aber auch anerkannt werden, daß die Ingenieure, wie Wright und andere, die von den vorhandenen Motor-Konstruktionen ausgingen und sie für den Sonderzweck möglichst erleichterten, hiermit beachtenswerte Erfolge erzielt haben. Welcher Weg am weitesten führen, oder ob eine Vereinigung beider eintreten wird, ist heute noch nicht zu entscheiden.

b) Der Viertakt.

Bevor auf die einzelnen Konstruktionen der Flugmotoren eingegangen sei, soll das Wesen des Verbrennungsmotors, der in den heutigen Flugmaschinen ausschließlich benutzt wird, näher erläutert werden, da nicht alle Flugtechniker aus dem Motoren- und Automobilbau hervorgegangen sind. Abb. 167 bis 170 stellen schematische Schnitte durch einen Motor-Zylinder dar. In dem Zylinder a findet die Verbrennung des Gemisches statt, durch die der Kolben b nach unten getrieben wird. Durch Vermittlung der Pleuelstange c wird die Kurbelwelle d in Umdrehung versetzt. Diese ist in dem Gehäuse e gelagert, an dem auch die Zylinder sitzen.

Im Gehäuse läuft meist noch die Nockenwelle, deren Daumen durch die Ventilstößel die Ventile betätigen. Die Entflammung des Gemisches wird neuerdings fast ausschließlich durch einen elektrischen Funken bewirkt, der durch einen Magnetapparat erzeugt wird. Die Kühlung der Zylinder erfolgt entweder durch Wasser oder die vorbeistreichende Luft. Der flüssige Betriebsstoff wird durch einen sogenannten Vergaser zerstäubt.

Im allgemeinen läuft der Benzinmotor nicht von selbst an, sondern muß angedreht werden. Hierbei finden dann in jedem Zylinder nach einander folgende Vorgänge statt:

1. Saugen (Abb. 167) Einlaß offen, Auslaß geschlossen.
2. Verdichten (Abb. 168) Einlaß und Auslaß geschlossen.
3. Arbeiten (Abb. 169) Einlaß und Auslaß geschlossen.
4. Ausschub (Abb. 170) Einlaß geschlossen, Auslaß offen.

Jeder Takt erfordert eine halbe Umdrehung der Kurbel. Es wiederholen sich daher nach zwei Umdrehungen diese vier

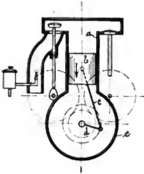
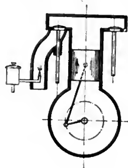
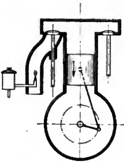
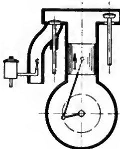


Abb. 167.


Abb. 168.


Abb. 169.


Abb. 170.

Vorgänge, weshalb der Motor Viertaktmotor genannt wird. Die Nockenwelle, die diese Vorgänge zu steuern hat, macht daher nur die halbe Anzahl Umdrehungen der Kurbelwelle.

Die zur Erreichung einer geringeren Zylinderanzahl und zur Erhöhung der spezifischen Leistung durchgeführten Versuche, den von Otto erfundenen Viertakt zu verlassen, haben sich größtenteils als verfehlt herausgestellt. Der Viertaktzylinder arbeitet die Hälfte seiner Zeit als Pumpe. Der Zweitaktmotor

muß nun entweder eine besondere Pumpe haben oder sich mit der Kurbelkastenpumpe von schlechtem Wirkungsgrad begnügen. Dazu kommt, daß die Abgasreste durch das frische Gemisch aus dem Zylinder gedrängt werden müssen, wodurch es häufig vorkommt, daß die frische Ladung an dem noch brennenden Gasrest sich entzündet. Die Folge ist dann meist ein Stillstand des Motors. Wegen dieses Umstandes kann man die Umlaufzahl des Zweitaktmotors bei voller Leistung nicht so hoch wie die des Viertaktmotors treiben, so daß die Leistung des Zweitaktmotors auf das Kilogramm Motorgewicht trotz der größeren Anzahl von Krafthuben während einer Umdrehung dem Viertakt nicht überlegen ist. Der einzige Zweitaktmotor, der in Flugmaschinen bisher Erfolge aufzuweisen hat, ist der von Grade.

c) Der Verbrennungsvorgang.

Ursprünglich nannte man die Verbrennungsmotoren Explosionsmotoren, weil die Verbrennung im Zylinder außerordentlich schnell verläuft. Da man indessen zum Begriff der Explosion eine zerstörende Wirkung rechnet und die Kraftentwicklung nicht von der Schnelligkeit der Verbrennung abhängt, ist der Ausdruck Verbrennungsmotor vorzuziehen.

Der flüssige Brennstoff wird bei dem heutigen Verbrennungsmotor nicht vergast oder unmittelbar in die Zylinder eingespritzt, sondern als Nebel der Verbrennungsluft beigemengt. Der Vorgang der Verteilung des Brennstoffes kann daher passender mit Zerstäubung als durch das Wort Vergasung bezeichnet werden.

Zu einer Verbrennung im gewöhnlichen Sinne gehören bekanntlich drei Dinge:

1. der Brennstoff, 2. die erforderliche Luftmenge und 3. die Zündtemperatur.

Es sei besonders darauf hingewiesen, daß der Brennstoff und die Luft völlig gleichbedeutend für die Verbrennung sind und daß der Regelung der Luftzufuhr daher dieselbe Wichtigkeit wie der des Brennstoffes zukommt.

Ein Kilogramm Benzin erfordert 15—70 cbm Luft zu seiner Verbrennung. Man erkennt daraus, daß ein Benzin-Luftgemisch innerhalb sehr weiter Grenzen zündfähig ist. Der motorische Wirkungsgrad ist dann am besten, wenn das Brennstoffgemisch vor der Zündung stark verdichtet wird. Durch die Verdichtung werden die ganz armen Gemische überhaupt erst zündfähig. Aber die Verdichtung bewirkt nicht nur die Zündfähigkeit der

ärmeren Gemische, sondern erleichtert dadurch, daß die Brennstoff- und Luftteilchen näher aneinander liegen und daß der Entflammungsweg kleiner ist, die Entflammung des ganzen Gemisches. Dazu kommt, daß die Wärme, die durch die Verdichtung erzeugt wird, das Gas der Zündtemperatur nahe bringt. Natürlich darf die Verdichtung nicht so hoch getrieben werden, daß das Gemisch durch die Kompressionswärme entzündet wird. Es fällt dann die Möglichkeit fort, den Zündzeitpunkt zu regeln, und die Gefahr ist vorhanden, daß die Entzündung zu früh, zu lange vor dem Totpunkt der Kurbel stattfindet, wodurch der Motor in entgegengesetztem Sinne angetrieben und zum Stillstand gebracht würde.

Die Aufgabe besteht daher darin, die Verdichtung ohne die Gefahr von Vorzündungen so hoch wie möglich zu treiben. Hierzu ist vor allem nötig, daß der Zylinder keine sogenannten toten Räume aufweist, in denen sich Reste der heißen Verbrennungsgase befinden; ihre Temperatur wird bei der Verdichtung sonst leicht so hoch, daß das Gemisch vorzeitig entflammt. Da die Gestalt des Verbrennungsraumes wesentlich von der Anordnung der Ventile abhängt, sei auf diese verwiesen. (Seite 208.)

Die Verdichtung des Gemisches wirkt auch dadurch günstig auf den Wirkungsgrad des Motors ein, daß die verdichtete Gemischmenge kleinere Berührungsflächen mit den gekühlten Zylinderwänden hat und daher weniger Wärme an das Kühlwasser abgibt.

Ferner darf der Verbrennungsraum keine vorspringenden Kanten oder Gußgrat enthalten, da solche Teile leicht glühend werden und Vorzündungen bewirken. Es ist daher von Vorteil, wenn bei der Konstruktion darauf Bedacht genommen wird, einen möglichst großen Teil des Verbrennungsraumes innen abdrehen zu können. Man hat dadurch noch den weiteren Vorteil, daß dann die Größe des Verdichtungsraumes weniger von dem Ausfall des Gusses abhängig ist. Dazu kommt, daß man das Verdichtungsverhältnis noch nachträglich etwas ändern kann, vorausgesetzt natürlich, daß die Wandstärke reichlich genug bemessen war.

Bezeichnet man mit V_h das Hubvolumen und mit V_c den Rauminhalt des Verdichtungsraumes, so beträgt das Verdichtungsverhältnis des Motors

$$\varepsilon = \frac{V_h + V_c}{V_c}$$

In den Fällen, in denen der Verdichtungsraum günstig gestaltet ist, kann man mit dem Wert ε bis über 5 gehen.

Manche verstehen unter dem Verdichtungsverhältnis wohl auch

$$\frac{V_h}{V_c}.$$

Es ist indessen der oben genannte Ausdruck vorzuziehen, weil er gleich die Zahl der atm angibt, auf die das Gemisch verdichtet wird, wenn man von der Wirkung der Erwärmung durch die Verdichtung absieht. Statt zu sagen, ein Motor hat das Verdichtungsverhältnis 4,5, gibt man auch an, er habe 4,5 atm „Kaltkompression".

Im übrigen sei darauf hingewiesen, daß die Umlaufzahl des Motors von großem Einfluß auf die Wahl des Verdichtungs-

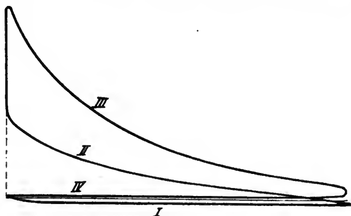


Abb. 171.

verhältnisses ist. Je schneller der Motor laufen soll, um so weniger groß darf das Verdichtungsverhältnis sein, da bei höherer Umdrehungszahl die Zeit für die Abkühlung des Gemisches geringer und die Endtemperatur dadurch höher wird als bei langsamem Lauf des Motors.

Das Schaubild (Abb. 171) zeigt den Druckwechsel während der vier Hübe des Motors. Die Linie I ist während des Saughubes gezeichnet, während dessen, wie man aus ihr ersieht, ein Unterdruck bis zu 0,5 atm herrscht. Die Linie II läßt das Ansteigen des Druckes während des Verdichtungshubes auf 6 atm erkennen. Durch die Zündung steigt der Druck auf 27 atm und fällt während des Verbrennungshubes III bis auf 3 atm. Hier öffnet das Auslaßventil. Der Druck fällt nun plötzlich auf Atmosphärendruck. Die Linie IV zeigt einen geringen vorhandenen Gegendruck während des Ausschubes an.

Alle Teile, auf die der Explosionsdruck wirkt, sind nach diesem Höchstdruck zu berechnen und zu bemessen. Da er indessen nur kurze Zeit während eines kleinen Teils je zweier Umdrehungen wirkt, so ist die Ausnutzung des Materials in den normalen Motorkonstruktionen eine sehr schlechte. In den Flugmotoren hat man nun häufig diesen Uebelstand zu vermeiden gesucht.

d) Ueber die im Motor auftretenden Kräfte.

Zu den Kräften, die durch die Verbrennung wachgerufen werden, kommen noch die hinzu, die durch den Lauf des Motors erzeugt werden und die sowohl bei der Konstruktion als auch in der Werkstatt eingehende Berücksichtigung erfordern. Jeder umlaufende Körper ist bekanntlich einer Schleuderkraft $\frac{1}{2}\, J\, \omega^2 = \frac{1}{2}\, J\, \frac{v^2}{r^2}$ unterworfen, worin $J = \int m\, r^2$ das Trägheitsmoment des Körpers in bezug auf die Drehachse ist.

Infolge der hohen Umdrehungszahlen der Flugmotoren ist es zu empfehlen, der Sicherheit wegen bei der rechnerischen Beurteilung dieser Kraftwirkungen eine Umdrehungszahl von 2000/Min. zu Grunde zu legen.

Diese hohen Umdrehungszahlen erfordern auch noch in anderer Weise eingehende Berücksichtigung. Bei den hohen Umfangsgeschwindigkeiten sind nämlich auch kleine Ungleichheiten in der Massenverteilung sowohl der Kurbelwelle als auch der Steuerwelle oder beim Ventilator von großer Bedeutung. Ein einzelnes Loch im Schwungrad, eine Staufferbuchse oder dergleichen sind wegen ihrer Schleuderwirkung nicht zu unterschätzen. Man achte daher beim Entwurf der Maschine auf möglichst völlige Symmetrie der Massen, und in der Werkstatt wuchte man alle Räder und Wellen zwischen Körnerspitzen völlig aus. Nur auf diese Weise ist ein ruhiger Gang der Maschine zu erzielen.

Die Geräusche, durch die ein Motor während des Betriebes anzeigt, daß etwas an ihm in Unordnung ist, bezeichnet man u. a. als Klopfen. Diese unliebsamen Erscheinungen können mehrere Ursachen haben. Harte, metallisch klingende Töne zeigen zu heftige, stoßartige Verbrennung an. Sie rühren von zu reichem Gemisch, zu hoher Kompression oder glühenden Zylinder- oder Oelteilchen her.

Von diesem Klopfen in der Ursache wesentlich verschieden ist das Geräusch, das sich ergibt, wenn die Lagerschalen des Motors ausgelaufen oder Lagerschrauben locker geworden sind.

Bei jedem Druckwechsel fliegt dann der gelagerte Teil gegen die andere Lagerstelle. Es ist natürlich geboten, den Motor in solchem Falle sofort stillzusetzen und die Ursache zu beseitigen.

Im folgenden sollen nun die Kräfte, die im Motor selbst bei der Bewegung seiner Teile auftreten, betrachtet werden.

Die durch die Eigenart des bei Verbrennungsmotoren stets verwandten Kurbeltriebes sich ergebenden Kraftverhältnisse mögen hier nur soweit Berücksichtigung finden, als sie für das Entwerfen eines Motors unbedingt erforderlich sind.

Abb. 172.

Ist α der Kurbelwinkel beim Hingang (der Kurbelwinkel beim Rückgang ist dann $180 - \alpha$) und β der Stangenerhebungswinkel, so ergibt sich aus der Abb. 172

$$\frac{P}{K} = \cos\beta$$

$$\frac{T}{K} = \sin(\alpha + \beta)$$

$$\frac{T}{P} = \frac{\sin(\alpha + \beta)}{\cos\beta}$$

Die Drehkraft, also der Druck, der tangential den Kurbelzapfen belastet, ist demnach $T = P\,\frac{\sin(\alpha + \beta)}{\cos\beta}$.

Der Höchstwert tritt bei normaler Bauart, bei der die Zylinder- und Kurbelachsen sich schneiden, etwa bei $\alpha = 40^0$ auf. Da hierfür das Glied $\frac{\sin(\alpha + \beta)}{\cos\beta}$ etwa 0,75 und der hierbei herrschende Kolbendruck etwa 0,6 vom Höchstwerte des Explosionsdruckes P_z beträgt, ergibt sich der Höchstdruck T_{max} zu $0{,}75 \cdot 0{,}6\, P_z = 0{,}45\, P_z$.

Der Sicherheit wegen kann man nach Güldner[1]) P_t zu $0{,}7\, P_z$ annehmen und erhält dann $T_{max} = 0{,}5\, P_z$.

[1]) Güldner. Entwerfen und Berechnen von Verbrennungsmotoren.

Bei geschränktem Kurbelbetrieb, bei dem die Zylinderachse die Kurbelwellenachse nicht schneidet, Abb. 173, ändern sich diese Werte natürlich mit dem Grade der gegenseitigen Versetzung der Achsen.

Hier sei noch darauf hingewiesen, daß durch die Versetzung der Zylinderachse der Hub größer als 2r, der Durchmesser des Kurbelkreises wird. Dieser Umstand ist besonders dann zu

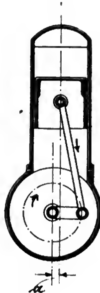


Abb. 173.

beachten, wenn der Motor ein genau vorgeschriebenes Hubvolumen haben soll.

Bezeichnet beim geschränkten Kurbelbetrieb a den Abstand von Zylinder- und Kurbelmitte, so ist der Hub S, wenn L die Länge der Pleuelstange ist

$$S = \sqrt{(L + r)^2 - a^2} - \sqrt{(L - r)^2 - a^2}$$

Der Normaldruck auf die Geradführung ist:

$$N = P \cdot \operatorname{tang} \beta.$$

P nimmt während des Hubes ab und β zu. Der Höchstwert, der sich bei einem üblichen Verhältnis der Schubstangenlänge zum Kurbelkreisradius $\frac{r}{L} = \lambda = 1 : 4{,}5$ ergibt, tritt bei etwa 17°

Kolbenweg auf und beträgt etwa

$$N_{max} = 0,1\ P_z.$$

Vorausgesetzt ist wieder nichtgeschränkter Kurbeltrieb.

Von großer Bedeutung sind wegen der hohen Umdrehungen des Flugmotors die auftretenden Beschleunigungskräfte. Die Massen des Kolbens und zum Teil die mit ihm verbundene Schubstange werden während der Zeit einer halben Umdrehung einmal von Null bis zu ihrer Höchstgeschwindigkeit, der Geschwindigkeit des Kurbelzapfens, beschleunigt und wieder auf Null verzögert. Die hierdurch auftretenden Wirkungen der Trägheit der hin- und hergehenden Massen, die bestrebt sind, die Maschine in der Richtung der Zylinderachse zu verschieben, erreichen eine ganz beträchtliche Größe. Bei ihrer rechnerischen Feststellung rechnet man als Gewicht der hin- und hergehenden Teile des Kurbeltriebes für die Ermittelung des Beschleunigungsdruckes zu dem Kolbengewicht noch zwei Drittel des Schubstangengewichtes hinzu. Ist dieses Gesamtgewicht G, so beträgt das Gewicht der hin- und hergehenden Teile für einen qcm der Kolbenfläche F

$$G_0 = \frac{G}{F}.$$

In dem Bestreben, diesen Wert so niedrig wie möglich zu halten, ist man bis auf $G_0 = 0,015$ kg gekommen.

Der Beschleunigungsdruck der hin- und hergehenden Teile ist

$$p = r\,\pi^2\,\frac{G_0}{g}\left(\frac{n}{30}\right)^2 (\cos\alpha \pm \lambda\cos 2\alpha),$$

$$\text{also} \sim \left(\frac{n}{30}\right)^2 G_0\,r\,(\cos\alpha \pm \lambda\cos 2\alpha).$$

In den Totlagen der Kurbel, wo er natürlich am größten ist, beträgt er dann für jeden qcm der Kolbenfläche:

$$p_{max} = \frac{m\,v^2}{r}(1 \pm \lambda) = \left(\frac{n}{30}\right)^2 G_0\,r\,(1 \pm \lambda) = \left(\frac{n}{30}\right)^2 G_0\,r\left(1 \pm \frac{r}{L}\right)$$

Das +Zeichen gilt für den Hin- und das —Zeichen für den Rückgang der Kurbel.

Der Druck durch die abschwingenden Massen des Kolbens und der Pleuelstange kann schon bei einem kleinen Motor auf mehr als 300 kg anwachsen.

Für die Berechnung der Gasgeschwindigkeit, die man für die Bemessung der Ventile braucht, ist noch die jeweilige Geschwindigkeit des Kolbens von Wichtigkeit.

Es genügt hierbei, mit der mittleren Kolbengeschwindigkeit zu rechnen. Diese ist bekanntlich, wenn s den Hub bedeutet,

$$c_m = \frac{n\,s}{30}.$$

Die Gasgeschwindigkeit V_g im Ventil nimmt man zweckmässig nicht über 70 skm. Sie ergibt sich aus

$$\frac{V_g}{c_m} = \frac{F}{d \pi h},$$

worin c_m die mittlere Kolbengeschwindigkeit, F den Kolbenquerschnitt, d den Durchmesser und h den Hub des Ventils bedeuten.

Die durch die hin- und hergehenden Teile hervorgerufenen Massenkräfte und Momente versetzen die Maschine in starke Schwingungen. Sie erfordern daher eine eingehende Berücksichtigung. Betrachten wir zunächst den Ein-Zylinder-Motor.

Beim Einzylinder-Motor treten praktisch außer den eben betrachteten freien Kräften der hin- und hergehenden Massen des Kolbens und der Pleuelstange keine weiteren freien Kräfte auf. Setzt man voraus, daß der Schwerpunkt des Motors in der Nähe des Schnittpunktes von Zylinder und Kurbelachse sich befindet, so haben diese Kräfte auch nicht das Bestreben, den Motor aus seiner Lage herauszubringen.

Da die freien Kräfte indessen recht erheblich werden können, so muß man bestrebt sein, sie nach Möglichkeit auszugleichen. Bei der Verwendung nur eines Zylinders ist dies aber nur bis zu einem geringen Grade möglich. Bringt man an der Kurbel ein Gegengewicht an, das um 180° gegen die Kurbel versetzt ist, also als verlängerter Kurbelarm aufgefaßt werden kann, so werden die Zentrifugalkräfte ausgeglichen, wenn das Gewicht dieser Gegenkurbel gleich dem des Kurbelzapfens plus dem von $^1/_3$ der Pleuelstange ist. Vergrößert man nun dieses Gegengewicht noch weiter, so gleicht es auch noch einen Teil der abschwingenden Kolbenmasse aus. Da es aber in den Stellungen der Kurbel, die 90° von den Totlagen entfernt sind, als überschüssige Schwungkraft wirkt, so treten in dem Maße, wie die in der Zylinderachse liegenden Kräfte verschwinden, senkrecht zu dieser gerichtete auf.

Da der Einzylinder-Motor indessen für die Flugmotoren gar keine Bedeutung hat und wahrscheinlich wegen der nicht zu vermeidenden Erschütterungen auch nicht haben wird, so sei auf diese Art des Ausgleichs nicht weiter eingegangen.

In mehrkurbligen Maschinen, also vom Zweizylinder-Motor ab, treten außer den Massendrücken noch deren Momente auf, die die Maschine in der Ebene, die durch die Kolbenstange und die Kurbelwelle geht, zu kippen versuchen.

Sind in einer solchen Maschine die umlaufenden Massen ausgeglichen, so müssen bei einem vollständigen Ausgleich nicht nur die Summe aller Fliehkräfte, sondern auch deren Momente gleich Null sein.

Versetzt man nun in einem Zweizylinder-Motor mit nebeneinander befindlichen Zylindern die Kurbeln um 180°, wie es beim Fahrzeugmotor z. B. immer geschieht, so folgen einander die Zündungen zwar nicht in gleichem Abstand, wohl aber sind die hin- und hergehenden Massenkräfte, soweit es mit Rücksicht auf die endliche Kolbenstangenlänge möglich ist, ausgeglichen. Es bleibt indessen noch das Kippmoment P.a bestehen, worin a die Entfernung der Zylindermitten bedeutet. Man muß daher bestrebt sein, diese Entfernung möglichst gering zu halten. Dieses Kippmoment ist mit P veränderlich und erreicht seine beiden Höchstwerte in den Totlagen der Kurbel.

Ein Ausgleich ist hier nur nach denselben Grundsätzen wie beim Einzylinder-Motor möglich, indem man symmetrisch zur Kurbelmitte Gegengewichte anbringt. Da die umlaufenden Massen durch die symmetrische Kurbelanordnung schon ausgeglichen sind. müssen die Gewichte so bestimmt werden, daß sie $^1/_2$—$^2/_3$ der schwingenden Massen des Kolbens plus $^2/_3$ des Schubstangengewichts betragen.

Der sich durch weitere Vermehrung der Zylinderanzahl um 1 ergebende Dreizylinder-Motor mit hintereinander angeordneten Zylindern wird fast gar nicht gebaut. Zwar folgen bei ihm, weil seine Kurbeln um 120° gegeneinander versetzt sind, die Zündungen in dem regelmäßigen Abstand von 240°. Auch sind bei ihm die freien Kräfte der schwingenden Massen ausgeglichen. Es bestehen indessen noch die Kippmomente aus den Kolben der beiden äußeren Zylinder. Diese sind wegen des ziemlich großen Abstandes der beiden Zylinderachsen so erheblich, daß aus diesem Grunde und wegen der unbequemen und verhältnismäßig teuren Herstellung der um 120° gekröpften Kurbel diese Motorart fast gar nicht gebaut wird.

Die Motoranordnung, in der nicht nur wie beim Zweizylinder die freien Kräfte bis auf die aus der endlichen Kolbenstangenlänge sich ergebende Differenz auch noch die Kippmomente durch symmetrische Anordnung der schwingenden Massen gänzlich aufgehoben sind, ist der Vierzylinder-Motor. Man kann ihn sich entstanden denken aus zwei Zweizylinder-Motoren, die so angeordnet sind, daß der eine das Spiegelbild des anderen ist, daß also die beiden äußeren Kurbeln und die beiden inneren gleichgerichtet sind.

Ein teilweiser Ausgleich der freien Kräfte beim Vierzylinder durch Gegenkurbeln wird nur von wenigen Fabriken ausgeführt, da die infolge der Unterteilung der Leistung im Verhältnis zum Motorgewicht kleinen schwingenden Massen zu ge-

ring sind, als daß sie eine solche viel teurere und vor allem schwerere Kurbelwelle rechtfertigten.

Einen Ausgleich sowohl der freien Kräfte als auch der Kippmomente ergibt der Sechszylinder-Motor. Wie der Vier-

Abb. 174. Kurbelwege (Vierzylinder).

zylinder eine symmetrische Verdoppelung des Zweizylinders ist, so kann man sich den Sechszylinder auf dieselbe Weise aus dem Dreizylinder entstanden denken. Voraussetzung ist hierbei aber, daß die Kurbelwelle in der eben angedeuteten Weise ausgeführt wird, daß also immer die Kurbeln, die denselben

Abstand von der Kurbelwellenmitte haben, gleichgerichtet sind. Sechszylinder-Kurbelwellen, die ihre Kurbeln anders als auf die eben angegebene Weise versetzt haben, liefern nicht den vollkommenen Ausgleich wie die eben beschriebene.

Die weitaus gebräuchlichste Motorform ist die des Vierzylinders. Um über die Reihenfolge, in der die einzelnen Vorgänge, also z. B. die Zündungen in den Zylindern aufeinander folgen, eine Uebersicht zu geben, sind in der Abb. 174 die Kurbelwege eines normalen Vierzylinder-Motors aufgezeichnet. Man kann sich die Schlangenlinien über jedem Zylinder dadurch entstanden denken, daß an jedem Kurbelzapfen ein Schreibstift befestigt ist, an dem während der Kurbeldrehung ein Blatt in der Pfeilrichtung vorbeigeführt wird. Die Teile s der Kurven bezeichnen den Saughub, v den Verdichtungstakt und a den Ausschub. Der Arbeitstakt ist durch Schraffen bezeichnet. Der Punkt am Beginn jedes Arbeitstaktes gibt die Zündung an. Die Zündungen in den Zylindern erfolgen in der Reihenfolge I, III, IV, II. Es ist natürlich auch möglich, die Vorgänge in den Zylindern II und III zu vertauschen, wodurch die Reihenfolge der Zündungen I, III, IV, II würde. Beide Arten, die Zündungen zu versetzen, sind völlig gleichwertig. Auch in der Wirkung auf die Kurbelwelle und das Motorgehäuse zeigt sich zwischen beiden Arten kein Unterschied. In beiden Arten folgen die Explosionsschläge, die die Kurbelwelle und das Gehäuse biegen, abwechselnd in zwei nebeneinander stehenden Zylindern und unter Ueberspringung eines Zylinders. Die Möglichkeit, daß durch regelmäßig erfolgende Stöße die Eigenschwingungen des Gestells angeregt und durch etwa auftretende Resonanz mit den Motorschwingungen verstärkt werden könnten, ist wegen der unregelmäßig die Kurbel entlang eilenden Explosionswelle bei beiden Zündarten gleich unwahrscheinlich.

Auf die bei Flugmotoren üblichen Zylinderanordnungen in Fächer- und Sternform sei später eingegangen.

e) Kolbengeschwindigkeit, Hubverhältnis und Umdrehungszahl.

Während man bei Pumpen und Dampfmaschinen sich wenigstens über die Grundsätze einig ist, nach denen man das Verhältnis zwischen Bohrung und Hub je nach den gestellten Anforderungen zu bemessen hat, tappt man bei den schnell laufenden Verbrennungsmotoren noch ziemlich im Dunkeln. Bisher haben sich nur ganz wenige Leitsätze herausgestellt, die für diese Abmessungen der Maschine in Frage kommen.

Bei Flugmotoren zeigt sich noch nicht wie bei den Automobilmotoren das Bestreben, einen möglichst langen Hub zu verwenden.

Es finden sich Motoren, bei denen Bohrung und Hub gleiche Größe haben, und solche, deren Hub kleiner als die Bohrung ist. Wie günstig ein langer Hub auf die Beschleunigungskräfte wirkt, ergibt sich aus folgender Ueberlegung: Setzt man der Kürze wegen unendliche Kolbenstangenlängen voraus, so ist die Kraft F, die durch den abschwingenden Kolben und die Kolbenstange mit der Gesamtmasse m hervorgerufen werden,

$$F = m\,\omega^2 \cdot r.$$

Hieraus ergibt sich, wenn man für die Winkelgeschwindigkeit den Wert $\omega = \frac{\pi\,n}{30}$ einsetzt,

$$F = \frac{m\,\pi^2\,n^2 \cdot r}{900} = \sim \frac{1}{90}\,m\,n^2\,r.$$

Die Kolbengeschwindigkeit ist nun $v = \frac{r\,\pi\,n}{30}$. Vergrößert man n, so muß r in demselben Maße abnehmen, soll v und damit die Leistung die gleiche bleiben. Da in der Formel für F n in der zweiten Potenz vorkommt, so ergibt sich, wie günstig ein großer Hub und daher kleines n wirkt. Dies ist noch um so mehr der Fall, als die Verkleinerung der Bohrung, die man bei Vergrößerung des Hubes vornehmen muß, nicht nur die Massen des Kolbens, sondern auch wegen der kleineren Kräfte, die der Schubstange, verringert.

Mit der Erhöhung der Kolbengeschwindigkeit v erreicht man bekanntlich eine Vergrößerung der spezifischen Leistung, also der Leistung auf die Gewichtseinheit. Da nun die Leistung gleich dem Produkt aus Kraft und Geschwindigkeit ist, und ferner die Geschwindigkeit des Kolbens eine Funktion sowohl des Hubes als auch der Umdrehungszahl ist, so folgt daraus, daß das eigentlich Maßgebende für die Leistung außer der Bohrung die Kolbengeschwindigkeit ist. Mißt man nun bei dem gegebenen Motor die Leistung bei verschiedenen Umdrehungszahlen, also verschiedenen Kolbengeschwindigkeiten, so bemerkt man, daß die Leistung des Motors zuerst wächst und dann einen Höchstwert erreicht, um schließlich bei noch weiterer Steigerung der Kolbengeschwindigkeit abzufallen.

Der Grund für diese merkwürdige Erscheinung liegt in den Widerständen, die die Gasströme in den Ventilen und den Rohrleitungen erfahren, sobald die Gasgeschwindigkeit mehr als 70 skm beträgt.

f) Ventil-Anordnungen.

Für Aussehen und Verhalten des Motors bestimmend ist die Anordnung seiner Ventile. Während man früher, dem Vorbilde Daimlers folgend, fast ausschließlich die Ventile zu beiden Seiten des Zylinders anordnete und durch zwei Nockenwellen betätigte, wie Abb. 175 zeigt, kommt man neuerdings mehr und mehr von dieser Anordnung ab, die außer der Uebersichtlichkeit und der leichten Rohrführung tatsächlich nichts für sich hat. Die beiden Nockenwellen mit ihren Rädern sind teuer und schwer, und der Verbrennungsraum wird durch die beiden Ventilkammern sehr zerklüftet. Dazu kommt, daß die

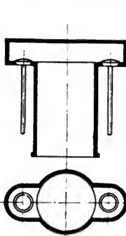


Abb. 175.

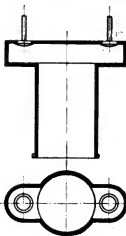


Abb. 176.



Abb. 177.

heißen Gase aus dem Raum vor dem Auspuffventil gar nicht ausgetrieben werden können und verhindern, die Verdichtung auf eine wünschenswerte Höhe zu bringen. Die heißen Verbrennungsrückstände erhitzen sich durch die nachfolgende Verdichtung so leicht und stark, daß das frische Gemisch sich an ihnen vorzeitig entzünden kann.

Durchaus nicht besser ist die Anordnung der Abb. 176, deren ganzer Unterschied darin besteht, daß die Ventile durch eine über den Zylindern liegende Nockenwelle betätigt werden.

Vorteilhafter als die beiden genannten Anordnungen ist die, bei der beide Ventile auf derselben Seite sitzen (Abb. 177). Einmal ist der Verbrennungsraum weniger zerklüftet, seine Oberfläche damit also geringer. Hierdurch wird während des Verbrennungsvorganges weniger Wärme an das Kühlwasser abge-

geben und demnach ein größerer Teil nutzbringend verwertet. Anderseits ist kein Winkel vorhanden, in dem sich die Verbrennungsrückstände halten und das neue Gemisch entflammen können. Ferner wird der unmittelbar neben dem Auslaßventil befindliche Auslaßteller von den frischen Gasen etwas gekühlt. Von Vorteil ist auch die Verwendung nur einer, im Gehäuseinnern befindlichen Nockenwelle, deren Schmierung dort keine Schwierigkeiten bereitet.

Einen weiteren Schritt auf diesem Wege der Vereinheitlichung des Verbrennungsraumes bedeutet die Ventilanordnung nach Abb. 178. Der Zylinderguß ist einfacher und das Auslaß-

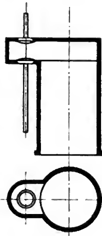


Abb. 178.



Abb. 179.

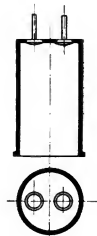


Abb. 180.

ventil wird noch besser durch die frischen Gase gekühlt. Auch ist die Entfernung der Gasreste aus der Nähe des Auspuffventils noch vollständiger erreicht.

In diesem Punkte ist die Anordnung der Abb. 179 nicht ganz so gut, hat aber den Vorteil für sich, daß das in der Zylinderachse angeordnete Einlaßventil sehr groß sein kann, sowie daß die Gase sehr wirbelfrei geführt werden.

Die günstigsten Ventilanordnungen sind unstreitig die, bei denen beide Ventile im Kopf angeordnet sind. Die Abb. 180 zeigt z. B. eine gebräuchliche Anordnung.

Sehr vorteilhaft ist es hierbei, wenn Ein- und Auslaßventil vereinigt in der Zylinderachse angeordnet sind. Das erste derartige gemischte Ventil ist wohl von Vorreiter angegeben worden. Es bestand aus einem Ventil, das mit einem Rohr-

schieber verbunden war. Wird das Ventil etwas gesenkt, so öffnet es den Auslaß, bei weiterer Abwärtsbewegung schließt der Schieber den Auslaß und öffnet oben den Einlaß.

Bei der Konstruktion solcher Ventile ist darauf zu achten, daß der mit Abgasresten gefüllte Raum im Ventil möglichst klein sei, und daß möglichst Ein- und Auslaßkanäle nicht miteinander in Verbindung sein können.

Solche gemischten Ventile haben sich neuerdings gut bewährt.

g) Ausgeführte Flugmotoren.

Im folgenden seien einzelne der bekanntesten und bewährtesten Konstruktionen leichter Motoren vorgeführt und an den einzelnen Stellen auf die Einzelheiten und leitenden Gesichtspunkte der Bauweise näher eingegangen.

Als eine Konstruktion, die sich eng der vorhandenen des Automobil-Motors der betr. Fabrik anlehnt, sei die der Süddeutschen Automobilfabrik Gaggenau angeführt. Im äußeren Aufbau unterscheidet er sich in nichts von den bekannten Motoren dieser Fabrik.

Der auf Abb. 181 u. 182 (Tafel 4) dargestellte Motor hat eine Bohrung von 155 mm bei einem Hub von 160 mm. Bei 1400 Umdrehungen ergibt er eine Bremsleistung von über 100 PS. Sein Gewicht beträgt einschließlich Schwungrad etwa 300 kg, so daß auf die Pferdestärke rund 3 kg kommen. Die Ventile befinden sich beide im Zylinderkopf und werden von oben durch eine Längswelle gesteuert. Der Ventilsitz besteht aus einer Stahlbuchse, die durch einen Ring niedergeschraubt wird. Es ist vorher erwähnt, daß bei dieser Ventilanordnung der Kompressionsraum die beste Gestalt bekommt.

Die Schwierigkeit der Schmierung der über den Zylindern angeordneten Nockenwelle ist dadurch umgangen, daß sie in Kugeln gelagert ist. Die Laufringe sind in besondere Buchsen gesetzt, wodurch infolge des größeren Umfanges dieser Ringe der Flächendruck kleiner und das Ausschlagen der Lager in dem weichen Aluminium vermieden wird. Der Antrieb der Nockenwelle erfolgt mit der Uebersetzung 1:2 durch das obere Kegelräderpaar, während die beiden unteren Kegelräder gleichen Durchmesser haben. Die senkrechte Zwischenwelle treibt mittels eines Schraubenräderpaares eine Querwelle, an der rechts und links der Magnet und die Wasserpumpe sitzen. Die Zündkerzen sind auf der Zeichnung nicht sichtbar, da sie auf der anderen Seite sitzen, auf der sich die Einlaßöffnungen befinden.

Die Kurbelwelle ist dreimal gelagert. Das Mittellager ist ein Gleitlager, während die Enden der Welle zur Verkürzung der Baulänge und Vereinfachung der Montage in Kugelringen

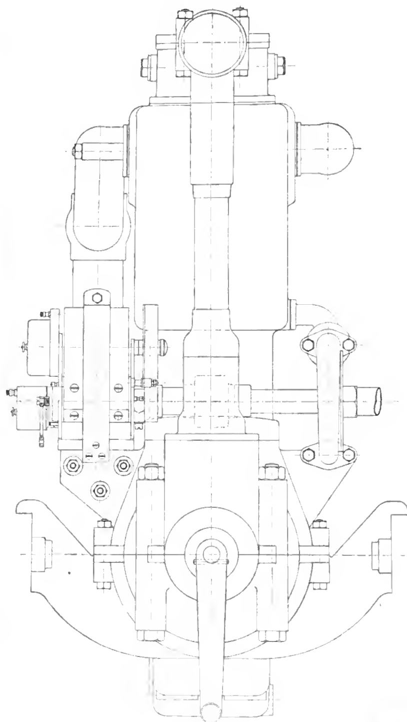


Abb. 182.

laufen. Die Bohrungen in der Kurbelwelle dienen der Leitung des Schmieröles, das durch eine in der Abbildung nicht sichtbare Oelpumpe gedrückt wird.

Das Oel sammelt sich in dem unteren Teil des zweiteiligen Gehäuses. Von besonderem Interesse ist die Ausführung der

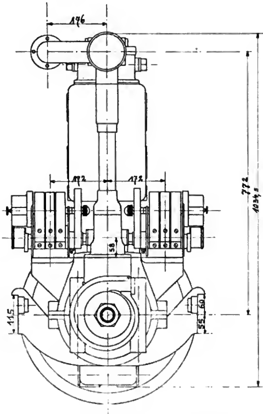


Abb. 183. Achtzylinder-Flugmotor von „Gaggenau (Schnitt).

Zylinder. Zur Verringerung des Gewichts sind diese nämlich aus Aluminium gegossen. Als Lauffläche für die Kolben dienen gußeiserne Buchsen, die durch eingeschraubte Ringe festgehalten werden. Ob sich diese Art, Eisen mit Aluminium bei den Zylindern zu verbinden, bewährt hat, ist nicht bekannt geworden.

Abb. 183 bis 185 zeigen einen 8-Zylinder-Motor derselben Bauart. Die Zylinderbohrung beträgt 165 mm und

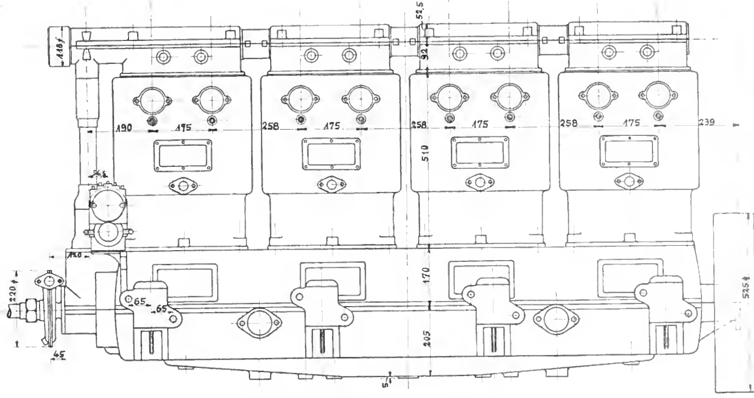


Abb. 184. Achtzylinder-Flugmotor von Gaggenau.

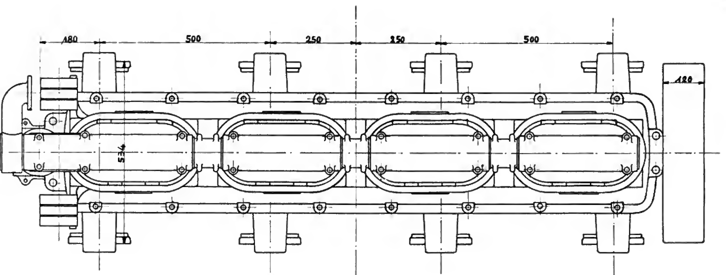


Abb. 185. Achtzylinder-Flugmotor von Gaggenau.

der Hub 160 mm, seine Leistung etwa 200 PS. Er ist in der Konstruktion eine Verdoppelung des eben beschriebenen 4-Zylinders. So besitzt er zwei Vergaser und zwei Magnete. Zum Anlassen dient eine Anlaßvorrichtung. Die Reihenfolge der Zündungen ist 1, 5, 2, 6, 4, 8, 3, 7, da zwei normale 4-Zylinderkurbelwellen hintereinanderliegen, von denen die zweite gegen die erste um 90° versetzt ist. Weil die Querwelle zum Antrieb beider Magnete verwendet wird, ist die Pumpe auf die

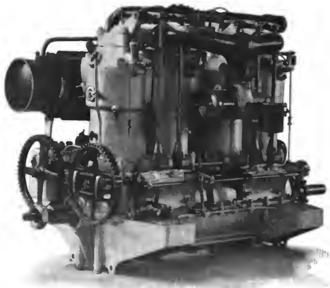


Abb. 186. Luftschiffmotor von Daimler.

Kurbelwelle gesetzt, was wegen der Anwerfvorrichtung ermöglicht wurde.

Auch die bekannte Firma Daimler hält an der im Automobilbau bewährten Bauweise des Vierzylinder-Motors fest.

Den größeren 100 PS.-Daimler-Motor, von dessen Art zwei in das Luftschiff III des Grafen Zeppelin eingebaut worden sind, zeigen Abb. 186 bis 188. Wie aus diesen Abbildungen hervorgeht, ist die Konstruktion dieses Ballonmotors die der bekannten Mercedes-Rennmaschine. Die Auslaß-Ventile sind in gewöhnlicher Weise seitlich angeordnet und werden von unten durch eine besondere Nockenwelle gesteuert. Die Einlaßventile

dagegen liegen im Zylinderdeckel. Sie können dadurch sehr groß gehalten werden. Außerdem besteht der weitere Vorteil gegenüber der sonst von Daimler gewählten zweiseitigen Ventilanordnung, daß der Verbrennungsraum viel einheitlicher wird und der Verdichtungsgrad bedeutend höher getrieben werden kann. So beträgt bei den Mercedes-Rennmotoren das Verhältnis $\varepsilon = \frac{V_h + V_c}{V_c}$ über 5. Bei dem abgebildeten Flugmotor dürfte diese Größe einen ähnlichen Wert haben. Die Einlaßventile

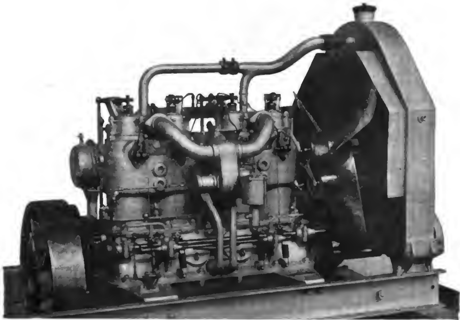


Abb. 187. Luftschiffmotor von Daimler.

werden durch Schwinghebel betätigt, deren Druckstangen durch eine zweite Nockenwelle bewegt werden. Auf eine Einkapselung der Zahnräder für die Steuerwelle scheint verzichtet worden zu sein in der Annahme, daß Luftschiffmotoren sich während des Betriebes immer in der staubfreien Höhenluft aufhalten.

Trotz der großen Verbesserungen, die die Magnetkerzenzündung in letzter Zeit durchgemacht haben, hat Daimler seine bekannte Abreißzündung beibehalten. Nicht einmal in der Ge-

stalt des Abreißflansches ist er von der bekannten Form abgewichen. Neu ist dagegen die Wasserkühlung des Auspufftopfes, durch die die Temperatur der Auspuffgase mit Sicherheit so weit herabgedrückt worden ist, daß sie keine Gefahr für den Ballon abgeben können.

Indes dürfte diese Vorsicht zu weit gehen, da es unmöglich erscheint, daß das leichte Füllgas an den unten in der Gondel befindlichen Motor gelangt.

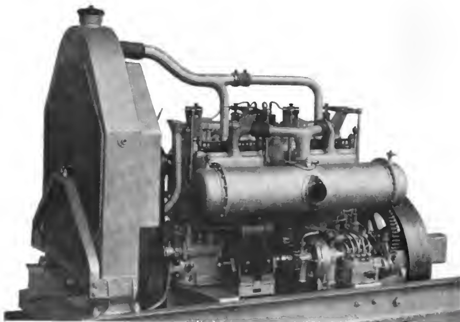


Abb. 188. Luftschiffmotor von Daimler.

Der Motor, dessen normale Umdrehungszahl 1200 beträgt, macht den Eindruck hoher Betriebssicherheit.

Das gleiche gilt auch von dem in den Werkstätten der Allgemeinen Elektrizitäts-Gesellschaft gebauten Sechszylinder der Neuen Automobilgesellschaft, der auf den Abb. 189 bis 191 dargestellt ist. Wie man sieht, sind die Konstrukteure auch dieses Motors nicht allzuweit von dem bekannten und bewährten Aufbau der Automobilmaschine abgewichen. Bemerkenswert ist, daß an dem ganzen Motor kein Aluminium verwandt ist. Zur Erzielung eines einheitlichen, möglichst abgerundeten Verbrennungs-

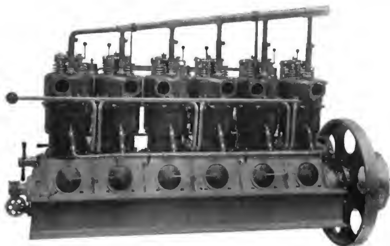


Abb. 189. N.-A.-G.-Flugmotor. Auspuffseite.

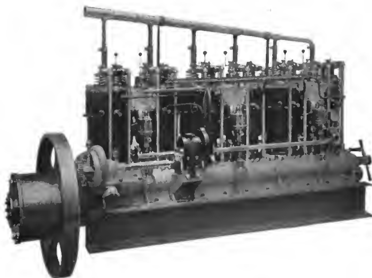


Abb. 190. N.-A.-G.-Flugmotor. Vergaserseite.

raumes sind beide Ventile, das Saug- wie das Anlaßventil, hängend angeordnet. Alle Ventile werden von einer gemeinsamen Nockenwelle gesteuert. Diese liegt aber im Gegensatz zu dem

Motor der Süddeutschen Automobilfabrik Gaggenau nicht über den Zylindern, sondern im Kurbelkasten und steuert die Ventile durch Schwinghebel.

Diese Steuerwelle kann zur Erleichterung des Ingangsetzens durch Drehen der am vorderen Ende sichtbaren Handgriffe in ihrer Längsrichtung verschoben werden. Das Anlassen dieser mehr als 100 PS entwickelnden Maschine erfolgt durch Druckluft, deren Behälter von den Auspuffgasen wieder aufgefüllt

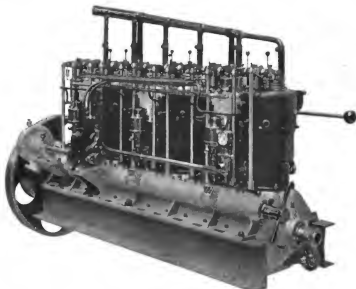


Abb. 191. N.-A.-G.-Flugmotor.

werden kann. Das auf der Abbildung sichtbare Manometer dient zur Messung der Druckluftspannung. Für das Anlassen sind besondere kleine Ventile vorgesehen. Die Druckluftleitungen sind besonders auf der Abb. 189 erkennbar, die die Auspuffseite des Motors zeigt. Dicht vor dem Zylinder sind die Preßluftrohre durch Hähne verschließbar, die durch die mit einem Knopf versehene Stange bedient werden können.

Der Hub der sich durch geringen Benzinverbrauch auszeichnenden Maschine ist kleiner als die Bohrung. Er beträgt 130, die Bohrung 150 mm.

Die Zylinder sind aus Stahl hergestellt, während der Zylinderkopf aus Grauguß besteht. Also auch bei diesem Motor ist

die aus dem Dampfmaschinenbau bekannte Anordnung angewandt, zu den Laufflächen ein anderes Material zu verwenden, als zu den Zylinderteilen, in denen die Ventile sitzen. Die Wassermäntel bestehen aus Kupfer und sind an den Stahlzylindern durch Verschraubung befestigt.

Die Kühlwasserpumpe und ein Hochspannungsmagnet von Bosch werden durch eine gemeinsame Welle angetrieben. Die Verschraubungen neben den Zündkerzen verschließen Oeffnungen, in die bei Verwendung einer Hilfszündung weitere Kerzen ge-

Gewichtsverteilung des N.-A.-G.-Luftschiffmotors.

Kurbelgehäuse, Oberteil	12 %	Kurbelgehäuse und Zubehörteile 27 1/2 %
„ Unterteil	9 1/2 „	
Lagerschalen	2 1/4 „	
Deckel	1 „	
Schrauben	2 3/4 „	
Zylinder I	5 1/4 %	Zylinder 31 1/2 %
„ II	5 1/4 „	
„ III	5 1/4 „	
„ IV	5 1/4 „	
„ V	5 1/4 „	
„ VI	5 1/4 „	
Kolben	5 1/4 %	Kurbelmechanismus 24 %
Pleuelstangen	5 „	
Kurbelwelle	7 1/2 „	
Schwungrad	6 1/4 „	
Nockenwelle	1 %	Steuerungsmechanismus 7 %
Ventilgestänge	2 1/4 „	
Ventile inkl. Federn etc.	3 3/4 „	
Pumpe und Rohrleitung	1 3/4 %	Nebenapparate 8 1/2 %
Vergaser inkl. Regulierung	2 „	
Magnetapparat	2 „	
Ölapparat	2 3/4 „	

Rest 1 1/2 %

schraubt werden können. Die vorn an der Kurbelwelle sichtbare Schnecke dient zum Antrieb eines Oelers.

Eigenartig ist bei dem N.-A.-G.-Sechszylinder die Anordnung von 3 Vergasern. Jeder Vergaser ist mit selbsttätiger Zusatzluftregelung versehen, die durch einen Ringschieber erfolgt, der über dem zur Einstellung des Gemisches dienenden Drehschieber angebracht ist. Eine gemeinsame Bedienungsstange verbindet die 3 Drehschieber. Durch die Anordnung dreier Vergaser ist zunächst die auffallende Kürze der Saugleitungen erreicht. Ferner ist erzielt, daß jeder Zylinder den gleichen Saugwiderstand findet, und daß sein Arbeiten unabhängig von dem der anderen Zylinder wird. Endlich können zur Not 4 Zylinder weiter arbeiten, falls 2 Zylinder durch eine Störung an einem Vergaser eine Zeitlang außer Tätigkeit sein sollten.

Weiter sei noch auf das armlose Gehäuse hingewiesen, dessen dünne Stahldeckel durch Bügel verschlossen werden können; durch Lösung einer der Flügelmuttern läßt sich der Bügel herumdrehen, so daß die Teller entfernt werden können. Die Oeffnungen sind genügend groß, um zu den Pleuel- und Grundlagern gelangen zu können.

Der Motor wiegt mit allen den auf der Abbildung sichtbaren Nebenteilen 350 kg, so daß etwa 3 kg auf die Pferdestärke kommen. Mit der bei Automobilmotoren üblichen Bauart kann man kaum weit unter diese Grenze gelangen. Ueber die Verteilung der Gewichte dieses Motors gibt die von O. Winkler[1]) herrührende Aufstellung (S. 219) Auskunft. Abb. 192 bis 204 zeigen noch weitere Einzelheiten des Motors.

Einige Angaben aus einem Versuchsprotokoll dürften noch von Interesse sein:

Gewicht des Motors mit Schwungrad und Zubehör	401,3 kg
Benzinverbrauch	0,281 kg/PS Std.
(verbessert auf 0,258 kg)	
Abgase: CO_2	11,23
O	0,39
CO	0,91
Gewicht des Kühlers (Bauart Dr. Zimmermann) mit Zubehör	75,7 kg
Nachfüllung von Kühlwasser in 10 Stdn. . . .	5,75 „
Temperatur des eintretenden Kühlwassers . . .	79,5°
„ „ austretenden „ . . .	67,5°
„ der eintretenden Luft	23,4°
„ „ austretenden „	41,1°
Luftgeschwindigkeit vor dem Kühler	4,8 skm.

[1]) Motorwagen 1908.

Tafel 5.

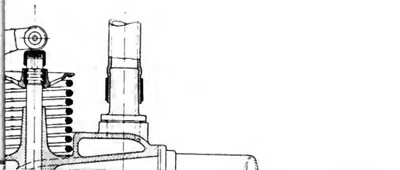




Abb. 193. Hebel zur Verstellung der Nockenwelle des N.-A.-G.-Flugmotors.

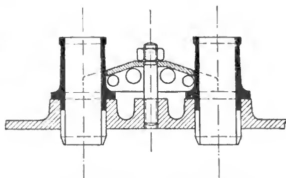


Abb. 194. Befestigung der Stößelbuchsen des N.-A.-G.-Flugmotors.

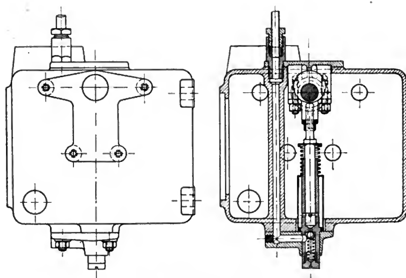


Abb. 195. Oelpumpe des N.-A.-G.-Flugmotors.

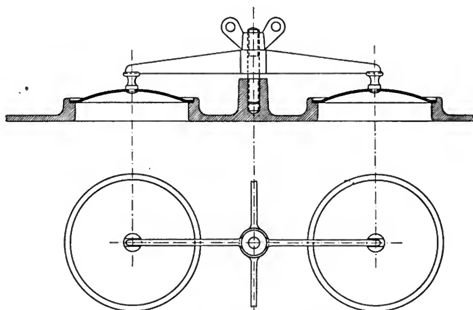


Abb. 196. Gehäusedeckel des N.-A.-G.-Flugmotors.

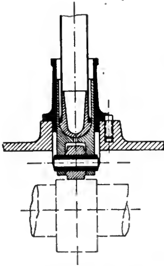


Abb. 197. Stößel und Rolle des N.-A.-G.-Flugmotors.

Abb. 198. Nockenwelle des N.-A.-G.-Flugmotors.

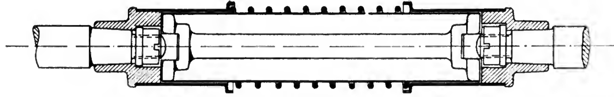


Abb. 199. Magnetantrieb des N.-A.-G.-Flugmotors.

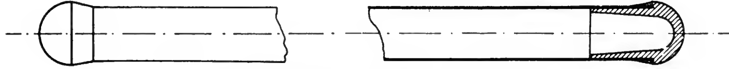


Abb. 200. Stoßstange des N.-A.-G.-Flugmotors. Gewicht 250 g.

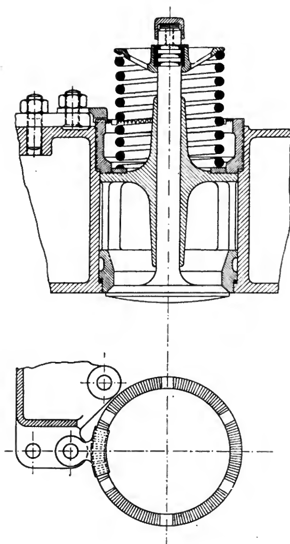


Abb. 201. Ventil des N.-A.-G.-Flugmotors.

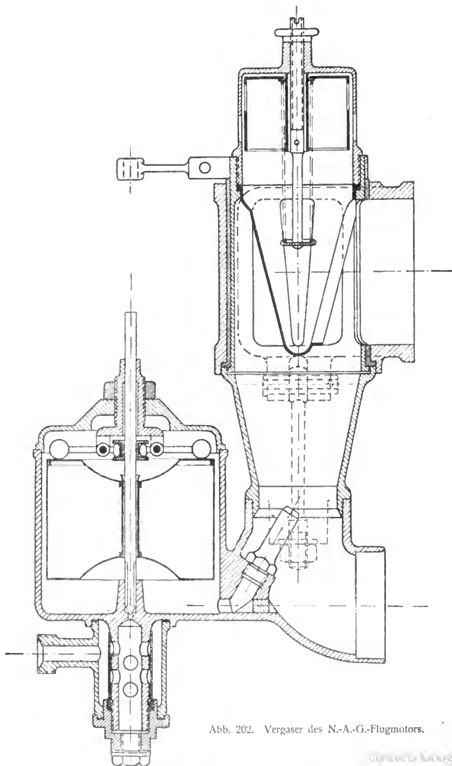


Abb. 202. Vergaser des N.-A.-G.-Flugmotors.

Abb. 203. Wasserpumpe des N.-A.-G.-Flugmotors.

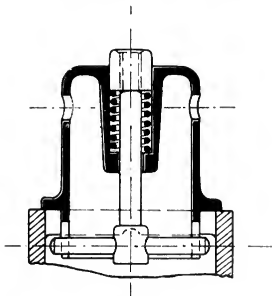


Abb. 204. Entlüftungsstutzen des N.-A.-G.-Flugmotors.

Der 6 Zyl.-Adlermotor (Abb. 205) ist mit Stahlzylindern ausgerüstet, die aus dem Vollen gearbeitet sind. Die Ventile sind auch im Deckel angeordnet.

Bei 115 mm Bohrung und 135 mm Hub leistet er 100 PS, bei 100 mm Bohrung und 125 mm Hub 75 PS. Der 100-pferdige Motor wiegt 240 kg.

Die vorher beschriebenen Motoren lassen erkennen, wie weit man es in der Gewichtserleichterung eines normalen Explosionsmotors bringen kann. Es dürfte kaum möglich sein, unter Beibehaltung des üblichen Motoraufbaues diese Grenze wesentlich

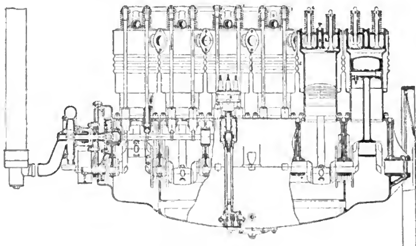


Abb. 205. Adler-Motor.

zu überschreiten. Der Grund hierfür liegt unter anderm darin, daß das Kurbelgehäuse ein ziemlich großes totes Gewicht darstellt, und daß ferner die einzelnen Teile der schweren Kurbelwelle nur während eines kleinen Teiles von je zwei Umdrehungen beansprucht und daher ihrem Gewichte entsprechend nicht genügend ausgenützt werden. Während man daher mit einer Aenderung des Materials oder Vermindcrung der Materialstärken bei den normalen Motoren nicht viel mehr wird erreichen können, scheint eine weitere Herabsetzung des Gewichts nur noch durch die Aenderung der Anordnung der Motorteile möglich.

Bei der Konstruktion eines Motors von möglichst geringem Gewicht muß vor allem der Grundsatz befolgt werden, so wenig

Teile wie möglich anzuwenden, und die wenigen bis zur zulässig höchsten Grenze zu beanspruchen. Teile, in denen dies bisher nicht der Fall ist, sind das Gehäuse und die Kurbelwelle, die weit besser ausgenutzt werden, wenn man nicht alle Zylinder, wie meistens üblich, in der Ebene der Kurbelachse, sondern sternartig in Ebenen senkrecht zur Achse anordnet. Den ersten Schritt auf diesem Wege zeigt der Antoinette-Motor von Levavasseur.

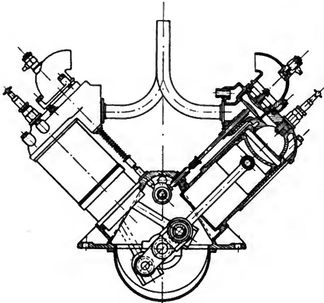


Abb. 206. Antoinette-Motor.

Der bekannte Motor, den die Abb. 206 zeigt, ist die ursprüngliche Ausführung. Er besitzt 8 Zylinder, von denen je 4 in einer Reihe hintereinander stehen. Die zweite Reihe ist gegen die erste um eine halbe Breite einer Kurbel versetzt. Die Kurbelwelle ist wie die eines gewöhnlichen Vierzylinders gekröpft. Sie ist, da die einzeln stehenden Zylinder genügend Platz lassen, fünfmal gelagert. Während die Einlaßventile selbsttätig sind, werden die Anlaßventile aller Zylinder durch eine gemeinsame Nockenwelle gesteuert. Die Zündung ist Kerzenzündung.

Da die Zylinder, die gemeinsam auf dieselbe Kurbel arbeiten, einen Winkel von 90° miteinander bilden, so folgen die Vorgänge

in beiden mit diesem Winkelabstand aufeinander. Die Zündungen folgen demnach in der einen Zylinderreihe wie beim Vierzylinder: 1, 2, 4, 3. In der andern Zylinderreihe beginnen die Zündungen

Abb. 207. Schaubild der Kurbelwege des Antoinette-Motors.

am andern Ende der Kurbelwelle, so daß zwischen 1 und 2 der einen Reihe Nr. IV der andern, zwischen 2 und 4 Nr. III, zwischen 4 und 3 Nr. I und zum Schluß II zündet.

Abb. 208.

Abb. 207 ist ein Schaubild der Kurbelwege in den einzelnen Zylindern. Die Kurven stehen unter ihren zugehörigen Zylindern. Die Teile der Kurven links von den Senkrechten veran-

schaulichen die Kurbelstellungen in den Einlaß- und Arbeitstakten, die Kurvenstücke rechts die Kurbelstellungen während der Auspuff- und Verdichtungstakte. Der Zündzeitpunkt ist durch einen Kreis bezeichnet. Wie man sieht, erfolgt alle 90° eine Explosion, das Antriebsmoment ist also so gleichförmig, daß ein Schwungrad völlig entbehrlich wird. Diese Nebeneinanderreihung von je

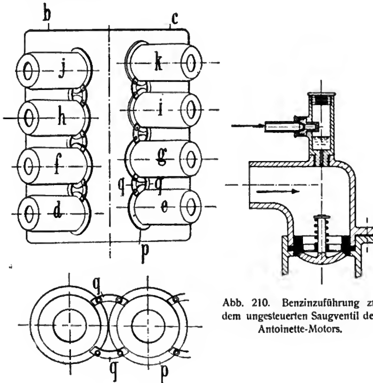


Abb. 210. Benzinzuführung zu dem ungesteuerten Saugventil des Antoinette-Motors.

Abb. 209.

4 in V-Form gestellten Zylindern hat den Vorteil, daß ein einziges, durch die Löcher für die Zylinder noch wesentlich erleichtertes Kurbelgehäuse für die doppelte Zylinderzahl ausreicht, ebenso wie die Kurbelwelle, die sonst nur für 4 Zylinder dient, für die doppelte Leistung benutzt wird.

Außer diesen Vorteilen, die sich aus der allgemeinen Zylinderanordnung ergeben, ist bei dem Antoinette-Motor auch noch das Gewicht der einzelnen Teile so weit als möglich heruntergesetzt. Die Kurbelwelle enthält eine weite Bohrung. Das schwere Guß-

eisen ist außer für die rippenlosen Kolben nur für den Teil der Zylinder verwandt, in dem die Kolben laufen. Der Verbrennungsraum ist daran als Kopf mittels Stiftschrauben befestigt und besteht aus Aluminium. Der Wassermantel ist aus dünnem Kupferblech hergestellt und mit dem Aluminium durch Verstemmen gedichtet. Am eisernen Zylinder bewirkt ein Schrumpfring aus Bronze die Dichtung. Diese Befestigung des Wassermantels, der nur einen sehr geringen Wasserraum umschließt, läßt die Abb. 208 erkennen. Die patentierte Art der Befestigung der Zylinder auf dem Gehäuse ist aus Abb. 209 ersichtlich.

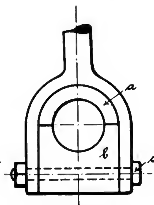


Abb. 211. Pleuelstangenkopf des Antoinette-Motors.

Eine Schraube drückt mittels gemeinsamer Laschen auf die benachbarten Zylinder.

Die reichlich bemessenen Ventile arbeiten natürlich nicht unmittelbar auf Aluminium, sondern auf je eine Stahlbuchse. Einen Vergaser besitzt der Motor nicht, sondern das Benzin wird durch dünne Kupferleitungen mittels einer kleinen Pumpe den einzelnen Zylindern zugedrückt. (Abb. 210.) Dieser durch den Wegfall des Vergasers und seiner weiten Rohrleitungen erreichten Gewichtsverringerung soll kein vermehrter Benzinverbrauch gegenüberstehen. Es sei hier auf die Art hingewiesen, wie die Brüder Wright den Vergaser vermieden haben. Sie pumpen nämlich das Benzin in die gemeinsame Saugleitung, in der sich Drahtsiebe befinden, die die Zerstäubung fördern.

Der Kopf der Pleuelstange (Abb. 211) ist ähnlich der bei Dampflokomotiven üblichen Anordnung ausgebildet. Die Bronze-Klötze a und b werden durch den Bolzen c gehalten. Die beiden Pleuelköpfe je zwei zusammengehöriger Zylinder arbeiten

nebeneinander auf einer Kurbel, wodurch der Flächendruck ziemlich hoch wird. Es ist grundsätzlich besser, eine der beiden Pleuelstangen das ganze Lager umfassen und die andere, die gegen diese nur zu schwingen hat, an dieses anzulenken. Auf die Arten dieser Verbindungsweisen sei bei anderen Motoren eingegangen.

Im folgenden seien noch einige Angaben über einen Antoinette-Motor von 24 PS gemacht. Sein Gewicht beträgt 49 kg, die Bohrung 80 mm, der Hub 90 mm, die Kolbenfläche also 50,3 cm² und das Hubvolumen 0,453 l. Da der Kompressionsraum 140 cm³ faßt, ist das Verdichtungsverhältnis $\varepsilon = 4{,}24$. Die günstigste Umdrehungszahl liegt zwischen 1500 und 1600, so daß

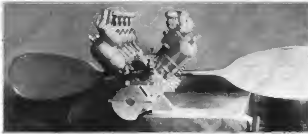


Abb. 212. Neuer Antoinette-Motor mit Luftschraube.

die mittlere Kolbengeschwindigkeit etwa 4,80 m beträgt. Die Abmessungen der Pleuellager sind außergewöhnlich gering. Schon bei 20 Atm. Explosionsdruck ergibt sich ein Flächendruck von 170 kg/cm². Es erscheint bedenklich, bei Flugmotoren für Dauerbetrieb solche Drucke zuzulassen.

Neuerdings sind die Antoinettemotoren bedeutend verbessert worden. Der Zylinder ist aus einem einzigen Stahlstück gearbeitet, und die kupfernen Kühlmäntel sind elektrolytisch aufgebracht.

Der neue Antoinette-Motor zusammen mit seiner zweiflügligen Schraube ist auf Abb. 212 dargestellt.

Interessant ist bei den V-förmigen Motoren noch die Frage, um welchen Winkel man die Auspuffnocken je zweier Zylinder, die auf dieselbe Kurbel arbeiten, gegeneinander zu versetzen hat. Wie man aus der Abb. 207 ersieht, folgen die beiden Zündungen, also auch die Eröffnungszeitpunkte der Ventile, aufeinander in Abständen von 450° des Kurbelweges. Da die Nockenwelle im Verhältnis 1:2 übersetzt ist, ergibt sich für diese die Hälfte, also 225°. Infolge der Versetzung der Zylinder, die hier 90°

beträgt, wird der Stößel von einem Umfangspunkt der Nockenwelle 90^0 früher erreicht. Die Nocken müssen demnach um $225^0 - 90^0 = 135^0$ gegeneinander versetzt sein.



Abb. 213.

Allgemein hat man, wenn α der Winkel ist, den die Zylinder miteinander bilden, eine Zündfolge von $360 + \alpha$, was auf der Nockenwelle einem Abstand von $180^0 + \frac{\alpha}{2}$ entspricht. Aus dem

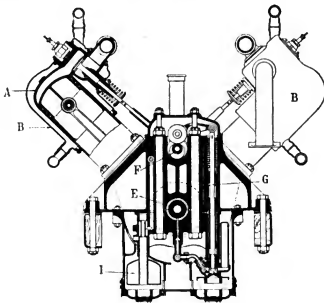


Abb. 214. E-N.-V.-Motor.

oben angegebenen Grunde müssen die Nocken also einen Abstand von $180^0 + \frac{\alpha}{2} - \alpha = 180^0 - \frac{\alpha}{2}$ haben.

Die Nocken des Antoinette-Motors sind, wie man es früher allgemein machte, nach Abb. 213 aufgekeilt und ergeben durch ihre Form sehr plötzliche Ventilbewegungen, um das Gas mög-

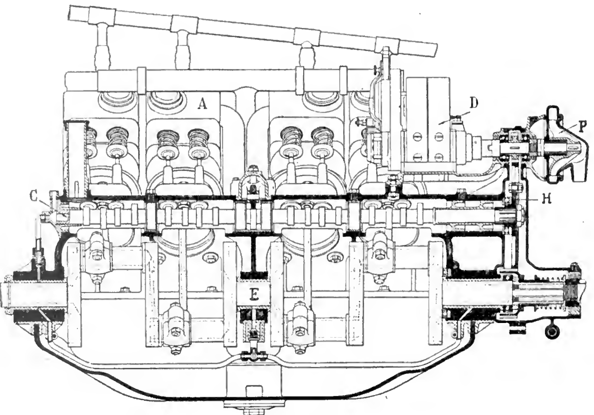


Abb. 215. E.-N.-V.-Flugmotor.

lichst wenig zu drosseln. Die Schmierung erfolgt durch eine kleine Kolbenpumpe. Sie drückt das Oel in ein Kupferrohr, das sich im Motorgehäuse über der Nockenwelle im Gehäuse befindet, und aus dessen Löchern die einzelnen Schmierstellen versorgt werden.

Nachdem Levavasseur einen gangbaren Weg, leichte Motoren zu bauen, vorgezeichnet hatte, haben auch andere den Gesamtaufbau des Antoinette-Motors ihren Konstruktionen zugrunde gelegt. Die eigenartige Benzinzuführung aber durch dünne Kupferrohre hat wohl niemand weiter nachgeahmt, sondern man nimmt lieber das Gewicht des Vergasers und der Saugleitungen in Kauf. Statt der Batteriezündung mit Hochspannungsverteiler, die der Antoinette-Motor besitzt, ist man meist bei der an anderen Motoren üblichen Verteilung der Niederspannung oder bei der Magnetzündung geblieben.

Der auf Abb. 214 und 215 dargestellte E.-N.-V.-Motor zeigt eine ähnliche Kurbelanordnung wie Antoinette, die, wie schon bemerkt, den Nachteil der hohen Flächendrucke in den Pleuellagern hat. Die Kurbellager sind aber breiter gehalten. Bemerkenswert ist bei ihm die Oelpumpe, die durch einen Nocken der Steuerwelle F betätigt wird. Das Oel wird den einzelnen Lagern durch besondere Rohre zugeführt.

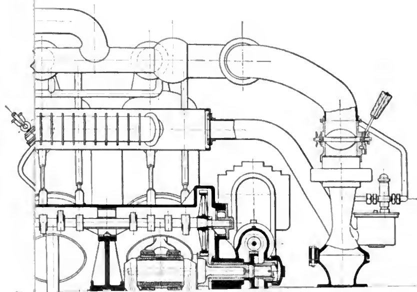
Der Schwimmer l regelt selbsttätig den Zulauf frischen Oeles. Der Kühlmantel besteht, wie üblich, aus Blech. Magnet D und Wasserpumpe P sitzen auf derselben Welle.

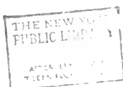
Der E.-N.-V.-Motor hat 100 mm Zylinderbohrung bei einem Hub von 130 mm. Bei 1000 minutl. Umdrehungen leistet er 55 PS, bei 1500 Umläufen 75 PS.

Ein sehr betriebssicherer Motor ist der in das Militärluftschiff eingebaute Körting-8-Zylinder, den Abb. 216 bis 218 (Tafel 6) zeigen. Bei ihm sind die Kurbellager so ausgebildet, daß nur die eine Kurbel mit breiten Lagern die Welle umfaßt, während die andere, auf denselben Zapfen arbeitende, gabelig ausgebildet ist und auf der Pleuelstange gelagert ist. Da sie an dieser Stelle nur schwingt, ist hier eine hohe Flächenpressung zulässig. Anordnung von Vergaser, zwei Magneten, Wasser- und Oelpumpe ist aus der Abbildung ohne weiteres ersichtlich. Die Saugventile sind im Gegensatz zu dem vorigen Motor hängend und werden daher durch Schwinghebel gesteuert.

Der Motor wiegt einschließlich der beiden Magnetapparate, Rohrleitungen, Vergaser usw. 200 kg und leistet mit seiner Zylinderbohrung von 116 mm und einem Hub von 126 mm 65 PS bei 1250 Umdrehungen und 72 PS bei 1400 Umdrehungen. Der Brennstoffverbrauch beträgt 0,3 kg und der Schmierölverbrauch 20 g die PS-Stunde.

Tafel 6.





Die Zylinderanordnung des Antoinettemotors zeigt auch der Flugmotor von Rumpler, den Abb. 219 darstellt. Bei einer Bohrung von 105 mm und einem Hub von 100 mm leistet er 52 PS. Das Gewicht beträgt 98 kg.

Eine andere Möglichkeit, Gehäuse und Kurbel doppelt auszunutzen, bietet die Zylinderanordnung, wie sie Dutheil und Chalmers anwenden. Infolge der seitlichen Anordnung der Pleuelstangen und Kröpfung der Kurbel ist das Kippmoment außer-

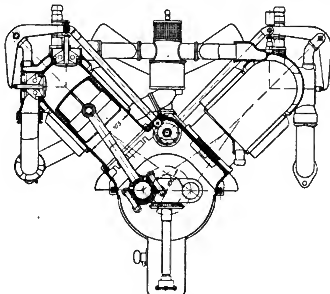


Abb. 219. Rumpler-Motor.

ordentlich klein, so daß der Motor sehr ruhig arbeitet. Abb. 220 gibt den Motor in Ansicht und Abb. 221 im Schnitt.

Die Zündkerzen (Abb. 222) sitzen zu zweien in einem Hahn. Durch Drehen des Kükens kann man eine Kerze abschalten und während des Betriebes auswechseln.

Weitere Angaben der betriebsfähigen Motoren ergibt folgende Tabelle:

Leistung PS	Anzahl der Zylinder	Bohrung mm	Hub mm	Gewicht kg	Preis Fr.
20	2	125	120	75 (90)	4500 (6000)
40	4	125	120	120 (135)	8000 (10000)
60	6	125	120	170 (180)	11000 (13000)
100	4	160	140	290 (350)	18000 (25000)

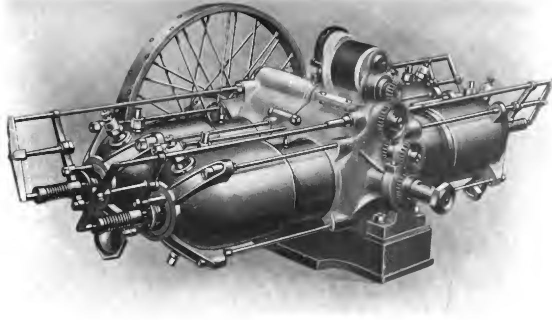
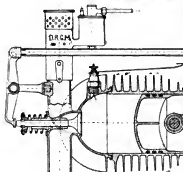
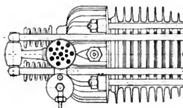


Abb. 220. Flugmotor von Dutheil & Chalmers. (Ansicht.)

— Vierzylinder "Escher-Motor" Modell

— für Luft- u. Wasserkühlung —





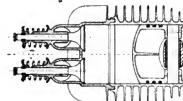
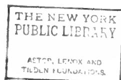


Abb. 220. Flugmotor von Dutheil & Chalmers. (Ansicht.)



Die eingeklammerten Zahlen beziehen sich auf eine andere Type mit zwei entgegengesetzt umlaufenden Kurbeln für zwei Schrauben.

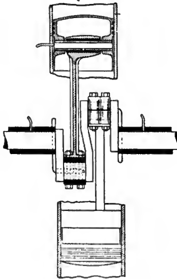


Abb. 221. Schnitt durch den Motor von Dutheil & Chalmers.

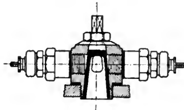


Abb. 222. Zündkerze des Motors von Dutheil & Chalmers.

Von der gleichen Bauart ist der Motor der Firma Escher, den Abb. 223 in der 4 Cyl.-Ausführung zeigt. Der Motor unterscheidet sich nicht wesentlich von seinen französischen Vorbildern. Man erkennt, daß der Beseitigung der Kippmomente keine Bedeutung beigelegt ist.

Die geringen Gewichte des Antoinette-Motors beziehen sich auf den Motor ohne seine Kühleinrichtung. Da diese, bestehend

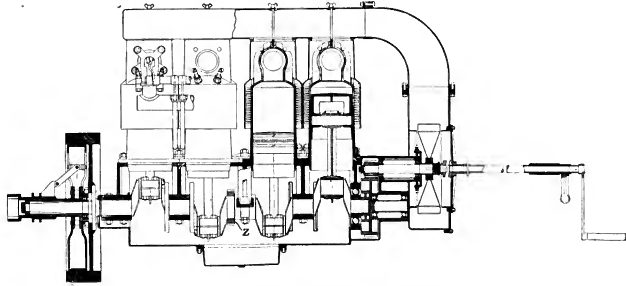


Abb. 224. Luftgekühlter Motor von Frayer-Miller.

aus dem Kühler, der Pumpe und den Rohrleitungen nicht nur ein ziemliches Gewicht darstellen, sondern auch noch die Mitnahme einer beträchtlichen Wassermenge erfordert, so haben viele Konstrukteure versucht, bei ihren leichten Flugmotoren mit der Luftkühlung auszukommen. Bemerkenswert ist, daß sowohl

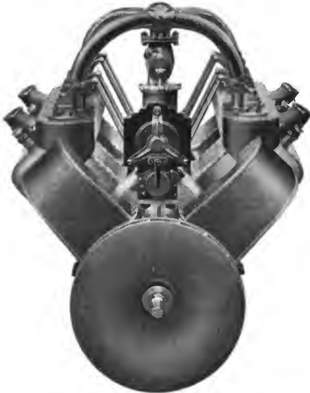


Abb. 225. Luftgekühlter Flugmotor von Pipe. (Siehe auch Abb. 217—219.)

der längste Flug Farmans dieses Jahres mit etwa 5 Stunden, als auch der Hochflug Paulhans von 1250 m mit luftgekühltem Motor (Gnome) erreicht sind.

Die Art der Luftzuführung, mit der die amerikanischen Frayer-Miller-Wagen (Abb. 224) gute Erfolge gehabt haben, weil die Luft hier gezwungen wird, gerade die heißesten Teile am kräftigsten zu bespülen, findet man neuerdings beim Pipe-Motor angewandt, nur wirkt der Ventilator hier saugend. (Abb. 225.)

Eine andere Einrichtung, deren geringes Gewicht zunächst vielversprechend zu sein schien, die von Kennedy vorgeschlagene Anordnung (Abb. 226), bei der die Energie der Auspuffgase in einer Strahlpumpe dazu benutzt wird, die warme Luft aus den Kühlmänteln abzusaugen, findet man dagegen bei Flugmotoren noch nicht. Bei diesem Motor entweichen die Verbrennungsgase zuerst durch eine vom Kolben an seinem Hubende freigelegte Oeffnung. Dieser Hilfsauspuff, der von den Schrittmachern auf der Radrennbahn an ihren luftgekühlten Motoren schon früher häufig angebracht wurde, dient gleichzeitig dazu, das Auspuff-

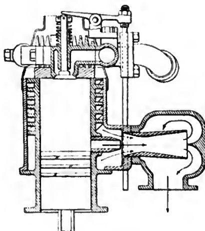


Abb. 226. Motor von Kennedy.

ventil zu schonen, da nur noch ein Teil der heißen Gase, die dann auch schon entspannt und daher kühler sind, an ihm vorbeistreicht. Auch der so erfolgreiche Motor Wrights besitzt Wasserkühlung und drei Löcher am Hubende jedes Zylinders.

Die Kühlwirkung der mit dem Motor selbst gekuppelten Luft-Schraube findet man auch, aber nur selten, ausgenutzt. Ein Beispiel hierfür gibt Farcot, auf dessen Konstruktionen nachher genauer eingegangen werden soll. (Abb. 230 u. 231.)

Zunächst sei der luftgekühlte Motor von Renault, der sich im Aufbau an den oben geschilderten Antoinette anlehnt, vorgeführt. Die Abb. 227 zeigt den Motor in seinem besonderen Blechgehäuse, das der Luft einen engbegrenzten Weg vorschreibt. Abb. 228 zeigt ihn in derselben Stellung ohne das Gehäuse, und Abb. 229 stellt ihn von vorn dar.

Die Kühlung wird durch 2 Windräder erzeugt, die durch Stirnräder von der Nockenwelle angetrieben werden und derart arbeiten, daß sie die Luft in den Blechkasten hineindrücken und zwischen die Zylinderrippen hindurchjagen. Wie man aus der Abb. 229 erkennt, läuft diese Ventilatorwelle auf Kugeln. Im Gegensatz zu den sonst für Automobilmotoren gebräuchlichen

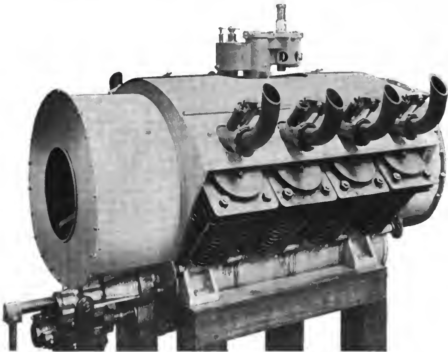


Abb. 227. 8-Zylinder-Flugmotor von Renault.

Apparaten, bei denen die Luft in der Achsrichtung befördert wird, wird sie hier radial geschleudert. Während also bei Frayer-Miller (Abb. 224) die Kühlluft den Zylindern zugedrückt und bei Kennedy (Abb. 226) abgesogen wird, benutzt der abgebildete Renaultmotor zwei aufeinander prallende Luftströme.

Abb. 229 läßt auch erkennen, daß der Stromverteiler vom Magneten getrennt auf der Nockenwelle sitzt. Der Magnet-Anker dagegen ist von der Motorwelle mit einer Uebersetzung von 1:2 angetrieben. Die Ventilanordnung ist ähnlich der von Horch, aber unterscheidet sich von dieser dadurch, daß der Auspuff

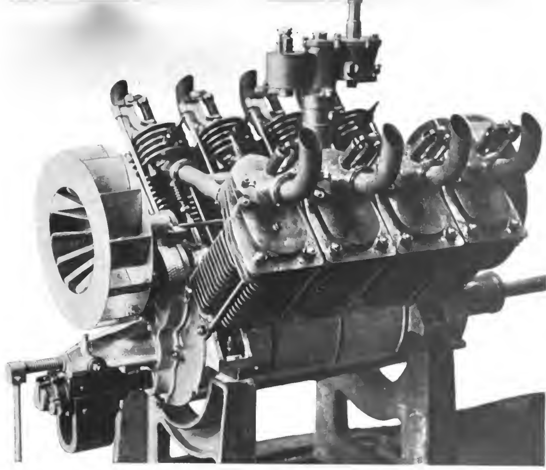


Abb. 228. Renault-Motor ohne Blechhülle.

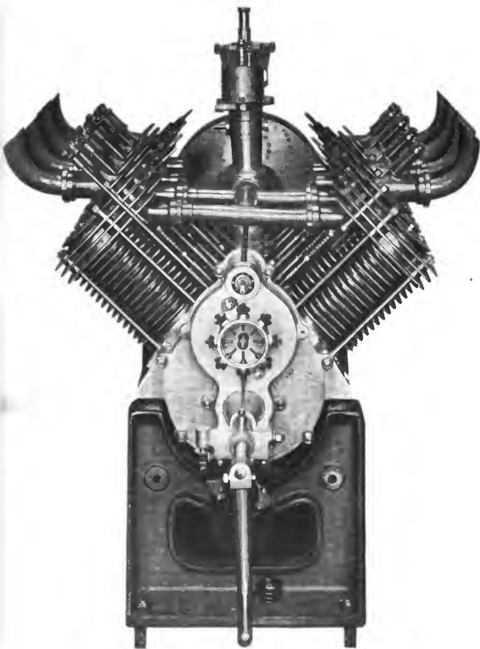


Abb. 229. Renault-Motor von vorn.

oben liegt. Diese Anordnung scheint gewählt zu sein, um die Gasleitungen möglichst kurz zu halten, da der Auspuff jedes Zylinders ebenso wie bei Antoinette einzeln frei nach oben in die Luft erfolgen kann. Der Vergaser ist in der Mitte der Gasverteilungsleitung ganz oben angeordnet. Die Steuerung der Ventile erfolgt wie bei Antoinette, seinem Vorbild, durch eine zwischen den Zylindern liegende Nockenwelle. Der Vergaser ist von der bekannten Renaultschen Konstruktion aus Aluminium gegossen.

Die Zylinder haben 90 mm Bohrung und 120 mm Hub, so daß die Bremsleistung des Motors etwa 42 PS betragen dürfte.

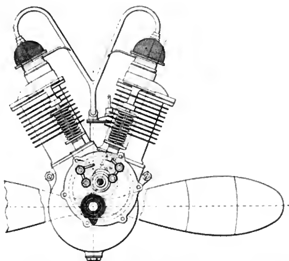


Abb. 230. 2-Zylinder-Flugmotor von Farcot mit Luftschraube (Ansicht).

Da das Gewicht des vollständigen Motors 130 kg beträgt, so kommen etwa 3 kg auf die Pferdestärke, was nicht hoch erscheint, wenn man bedenkt, daß hierin die gesamte Zündungs- und Kühlanlage eingeschlossen ist.

Zu den zurzeit leichtesten Motoren gehören die von Farcot in Paris. Bei den kleineren Motoren dieser Firma mit nur zwei Zylindern wird die Kühlung durch den Luftzug bewirkt, den die Schraube verursacht. Abb. 230 und 231 läßt die Gesamtanordnung des Motors mit der Luftschraube erkennen. Die Zylinder bilden miteinander einen Winkel von etwas weniger als 90°. Ihre Achsen sind gegen die Kurbelachse versetzt, um die Reibungsarbeit während des Explosionshubes zu verringern und

die Abnutzung beider Zylinderseiten möglichst gleich zu machen. Die Zylinderachsen schneiden demnach die Kurbelachse nicht.

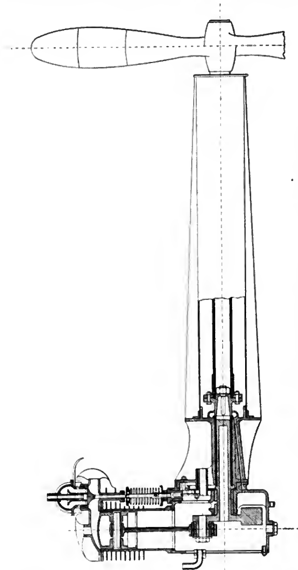


Abb. 231. 2-Zylinder-Flugmotor von Farcot mit Luftschraube (Schnitt).

Bei den Motoren mit geringen Zylinderabmessungen und auch bei solchen mit großer Zylinderanzahl verwendet Farcot

ein vereinigtes Ein- und Auslaßventil, das die Abb. 232 in seinen verschiedenen Stellungen mit seinem Antrieb zeigt. Bisher hatte man gegen solche Doppelventile im gesamten Motorenbau, sowohl im Großgasmaschinenbau, wie im Automobilbau, eine starke Abneigung, die durch Mißerfolge im Betriebe hervorgerufen worden ist. Man muß auch zugeben, daß ein solches gemischtes Ventil leicht teurer wird, als zwei getrennte. Da indessen beim

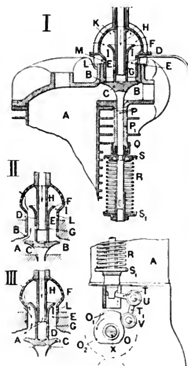


Abb. 232. Gemischtes Ventil von Farcot.

Flugmotor wieder ganz andere Gesichtspunkte maßgebend sind, und der Herstellungspreis zurzeit erst in zweiter Linie in Betracht kommt, geht man wieder mit Eifer an die Ausbildung solcher vereinigten Ein- und Auslaßventile heran, denn sie empfehlen sich, wie schon bemerkt, außer durch die Vereinfachung des Steuergestänges, die man bei ihnen vornehmen kann, besonders infolge der vorzüglichen und einfachen Kühlung des Auslaßventiltellers durch die frischen Gase, sowie dadurch, daß die Gase wirbelfrei geführt werden.

Während sonst die vereinigten Ventile meist im Zylinderdeckel angebracht sind und durch Schwinghebel gesteuert werden, wodurch man aus Stahl gezogene Zylinder verwenden kann, hat Farcot die gewöhnliche Steuerung des Ventils von unten beibehalten. Er bedient sich hierzu eines dreistufigen Nockens o. Die oberste Zeichnung I der Abb. 232 zeigt das Ventil in der Stellung des Explosions- oder des Verdichtungshubes. Die rechts sichtbare Zylinderöffnung ist für die Zündkerze bestimmt. Die Stellung II nimmt das Ventil während des Ausschubtaktes ein. Die Verbrennungsgase strömen in der Pfeilrichtung aus und durch die Löcher des kleinen Schalltopfes K (Zeichnung I). Um diesen ist noch ein feinmaschiges Drahtgewebe gelegt, das in derselben Weise wie bei der Davyschen Sicherheitslampe die Verbrennungsgase soweit abkühlt, daß keine Flammen nach außen gelangen können. Stellung III endlich zeigt das Ventil während des Einlaßtaktes. An das Mittelrohr H ist die Vergaserleitung geschlossen. Der Vergaser ist so eingestellt, daß er ein zu reiches Gemisch liefert. Dieses gelangt aus dem Rohr H durch die Löcher G des Rohres D, das die Fortsetzung des Ventiles C bildet, in den Zylinderraum. Zündfähig wird das Gemisch erst durch die Zusatzluft, die durch die Oeffnungen L zuströmt und sich mit dem Gase mischt.

Wieweit sich dieses Ventil bewähren wird, bleibt abzuwarten. Bedenklich muß vielleicht erscheinen, daß der Verbrennungsraum durch die Ventilspindel P in ihrer Führung P^1 abgedichtet wird, während man sonst doch diese Spindel, um ein Klemmen zu vermeiden, sogar bei wassergekühlten Führungen mit etwas Spiel arbeiten läßt. Bei seinen stärkeren Motoren mit größerer Zylinderbohrung scheint Farcot dieses Ventil nicht zu verwenden.

Abb. 233 zeigt einen Motor, dessen Leistung von ihm auf 110 PS angegeben wird. Wie man sieht, hat er bei diesem eine der Renaultschen ähnliche Ventilanordnung gewählt. Auch bei ihm erfolgt der Auspuff oben. Die Auspuffleitungen sind aber zu einem Rohr vereinigt, was zur Dämpfung des Geräusches beitragen dürfte und den Anschluß eines Schalldämpfers ermöglicht. Der Vergaser ist aber nicht wie bei Renault in der Mitte der Verteilungsleitung angebracht, sondern an ihrem Anfang angeordnet. Auf die Durchlöcherung der oberen Kühlrippen, durch die sie leichter und in ihrer Oberfläche vergrößert werden sollen, sei noch besonders hingewiesen. Da man einen so starken Motor nicht gut von Hand andrehen kann, ist er mit einer Preßluftanlaßvorrichtung versehen, deren Verteilungsschieber rechts neben dem Vergaser sichtbar ist. Von diesem führen die Rohrleitungen zu jedem einzelnen Zylinder.

Die Leitungen jeder Zylinderreihe werden beim Gange der Maschine durch die über den Zylindern laufende Welle mittels des kleinen Handrades geschlossen.

Die fünfmalige Lagerung der Kurbelwelle und die Art der Luftführung ist auf Abb. 234 dargestellt. Wie ersichtlich, saugt

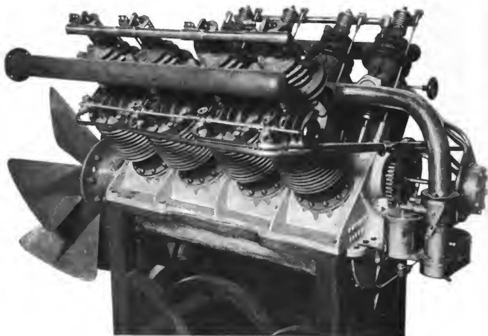


Abb. 233. 100 PS-Flugmotor von Farcot.

der Ventilator die Luft durch das gestrichelt gezeichnete Gehäuse in den Pfeilrichtungen. Die Zylindertemperaturen sollen zwischen 125° und 160° gegen etwa 100° bei der Wasserkühlung schwanken.

In seinem Motor verwendet Farcot Kolben von der Konstruktion der Abb. 235. Der Kolben ist auch innen vollständig bearbeitet. Der eigentliche Kolbenkörper a besitzt keine Augen. Die Augen für den Bolzen befinden sich vielmehr in dem Körper b, der mit Gewinde in a befestigt ist. Zur Sicherung gegen Lockern dient der eingeschraubte Ring c. Bei dieser Ausbildung des Kolbens ist man imstande, die Kompression da-

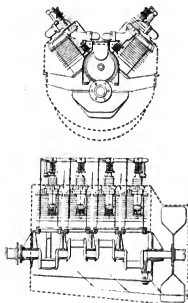


Abb. 234. Schnitt durch den 8 Zyl.-Farcot-Motor.

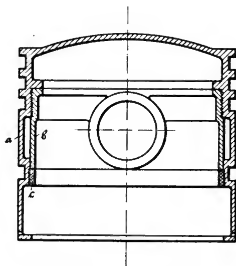


Abb. 235. Kolben von Farcot.

durch einzustellen, daß man den Teil b mehr oder weniger tief in a hineinschraubt.

Während auf eine andere Motorenkonstruktion Farcots später eingegangen werden soll, seien noch über die Gewichte und Preise seiner betriebsfertigen Motoren, deren Umdrehungs-

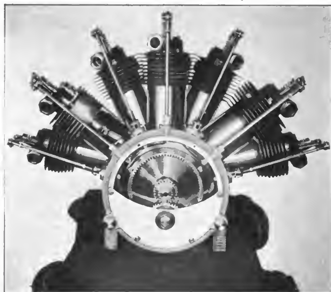


Abb. 236. Flugmotor von Esnault-Pelterie. (Ansicht.)

zahl sich zwischen 500 und 1800 verändern läßt, folgende Werte angegeben:

8/10 PS	25 kg	1400 Fr.
15 „	32 „	1600 „
30 „	65 „	6000 „
50 „	80 „	9000 „
75 „	95 „	13000 „
100 „	100 „	16000 „

Werden das Gehäuse und die Kurbelwelle schon durch die V-förmige Anordnung der Zylinder nahezu doppelt ausgenutzt, und wird hierdurch eine bedeutende Gewichtsersparnis erzielt, so liegt es nahe, auf diesem Wege weiterzugehen und noch mehr als 2 Zylinder an derselben Kurbel angreifen zu lassen. Auf diesem Gedanken beruht die interessante Konstruktion von Esnault-Pelterie, die durch die Abb. 236 in Ansicht und durch die

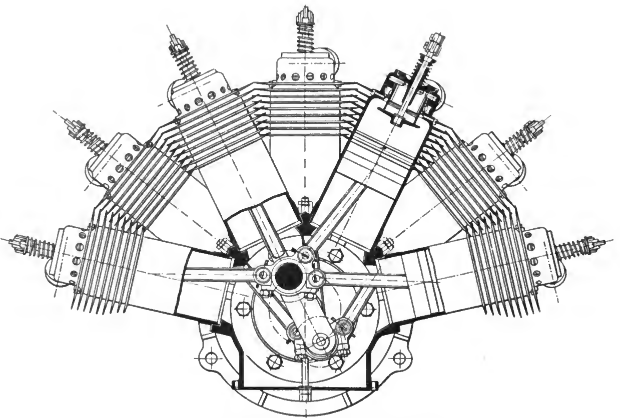


Abb. 237. Schnitt durch den Flugmotor von Esnault-Pelterie.

Abb. 237 u. 238 zum Teil in Schnitt veranschaulicht wird. Auf der Abb. 201 ist der zweite Zylinder von links ebenso wie das Kurbelgehäuse aufgeschnitten und läßt die außergewöhnlich dünne Wandstärke des Zylinders und des Kolbens deutlich erkennen.

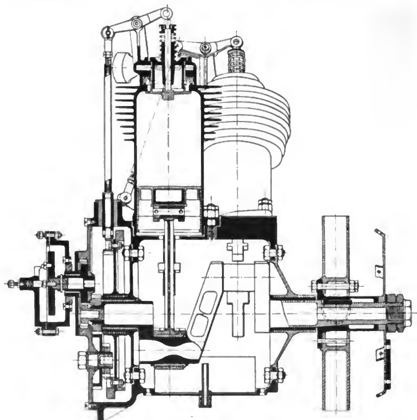


Abb. 238. Schnitt durch den Flugmotor von Esnault-Pelterie.

Wie man sieht, ist das Gehäuse bis auf die die Lager tragenden Außenwände und den Boden fast ganz verschwunden. Auch die Kurbelwelle ist dadurch nahezu völlig ausgenutzt, daß auf die eine Kurbel vier und auf die andere drei Zylinder arbeiten. Die ungerade Zylinderzahl ergibt sich u. a. aus der fächerförmigen Anordnung, bei der die Zylinder der einen Reihe auf den Lücken der anderen stehen, und aus der Forderung gleicher Zündabstände.

Die Art, in der die Kolbenstangen mit der Kurbelwelle verbunden sind, muß als durchaus zweckentsprechend bezeichnet werden. Während beim Antoinette-Motor die einzelnen Pleuelstangen, wie bemerkt, nebeneinander auf die Kurbeln arbeiten, ist bei Esnault-Pelterie nur eine einzige jeder Reihe, der Abbildung nach die zweite des Zylinders der vorderen Reihe, in üblicher Weise mit der Kurbel verbunden. Die anderen Kolbenstangen jeder Reihe sind an den Augen dieser Stange in der erkennbaren Weise angelenkt. Der Vorteil dieser Anordnung ist klar. Da die Kolbenstangen in den Verbindungsgelenken gegeneinander nur geringe Bewegungen ausführen, ähnlich dem

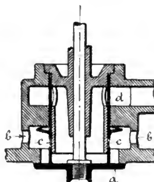


Abb. 239.

Kolbenbolzenlager, sind hier wie dort weit kleinere Lagerabmessungen ausreichend. Der in einem Lager zulässige Flächendruck hängt bekanntlich außer von der Art der reibenden Flächen und dem Schmiermittel von dem Reibungswege der aufeinander gleitenden Teile ab. Dieser Reibungsweg ist in dem die Kurbel umspannenden Lager am größten. Für dieses ist daher nur geringere Flächenpressung zulässig. Während in dem Hauptlager bis etwa 80 kg/qcm angemessen wären, kann man in den Nebenlagern bis über 180 gehen.

Durch die verschiedene Schräge der Zylinder wird, da keine Oelpumpe vorhanden ist, die gleichmäßige Schmierung der Zylinder schwierig. Diesem Uebelstand ist dadurch abgeholfen, daß die in der Drehrichtung ersten Zylinder, die das meiste Oel zugeschleudert erhalten, mit Spritzblechen von kleineren Oeffnungen versehen sind, als die anderen Zylinder.

Auch bei diesem luftgekühlten Motor ist ein gemischtes Ventil angewandt. Durch seine Lage in der Zylinderachse hat

das Ventil nicht nur ganz ungewöhnlich große Abmessungen erhalten können, sondern es ist hierdurch auch eine fast wirbellose Gasströmung erreicht worden, wodurch die Strömungswiderstände herabgesetzt werden und ein günstiger volumetrischer Wirkungsgrad gewährleistet wird.

Das Ventil, in dem ein Teller-Ventil und ein Rohrschieber vereinigt sind, ist noch einmal besonders auf Abb. 239 dargestellt. Wird der schwarzgezeichnete Teil a und die mit ihm verbundene Hülse 4 mm nach unten bewegt, so strömen die Auspuffgase durch die Oeffnungen b ins Freie. Nach dem Ausschubtakt bewegt sich der Ventilkörper weitere 4 mm abwärts. Dadurch werden die Oeffnungen c und der Kanal d frei, während

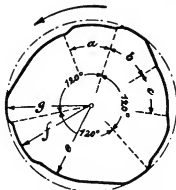


Abb. 240. Nocken des Flugmotors von Esnault-Pelterie.

der konische Flansch sich auf seinen Sitz legt und das Ansaugen der Luft durch die Löcher b verhindert. Das Ventil des in der Abb. 237 geschnitten gezeigten Zylinders befindet sich gerade in der Stellung des Saughubes. Die Drehrichtung des Motors ist für diese Ansicht demnach von rechts nach links. Die Abbildung zeigt den Motor also von der anderen Seite als Abb. 236. Diese Konstruktion des vereinigten Ein- und Auslaßventils stellt eine nicht nur interessante, sondern schon recht brauchbare Lösung dar. Es dürfte aber eine genaue Einstellung des Ventils für einen völlig sicheren Abschluß des Flansches nur schwer zu erzielen, indes auch kaum nötig sein. Ebenso ist es gleichgültig, daß Ein- und Auslaß kurze Zeit gleichzeitig offen sind.

Indes dürfte die Kühlung des Ventils Schwierigkeiten bieten, da die Zylinder luftgekühlt sind und kein Hilfsauslaß am Hubende vorhanden ist. Ein solcher entlastet das Ventil ganz erheblich.

Die Steuerung der Ventile erfolgt durch 2 miteinander festverbundene Nockenscheiben, die im Verein mit ihrem durch ein doppeltes Stirnradpaar erfolgendem Antrieb in Abb. 236 u. 238 gezeigt sind. Ein einzelner Nocken selbst ist durch Abb. 240 dargestellt. Die Gestaltung der Nocken ergibt sich aus der Anordnung der Zylinder.

Damit die Vorgänge in den Zylindern, also auch die Zündungen, in gleichen Abständen erfolgen, was zur Erzielung eines

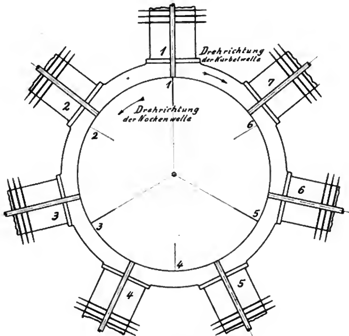


Abb. 241. 7-Zylinder-Sternmotor.

gleichmäßigen Drehmoments wünschenswert ist, müssen je zwei Zylinder miteinander denselben Winkel einschließen. Um nun einen solchen Fächer aus zwei Zylinderreihen bilden zu können, ohne die beiden Kurbeln um einen anderen Winkel als 180° gegeneinander zu versetzen, muß man, wovon man sich leicht überzeugen kann, eine ungerade Anzahl von Zylindern verwenden. Bei einer geraden Anzahl von Zylindern und um 180° gegeneinander versetzten Kurbeln würden außerdem die einzelnen Zylinder nicht abwechselnd stehen, sondern die zweite

Reihe müßte hinter der ersten angeordnet sein, was der Kühlung wegen nicht zulässig erscheint.

Zur Erläuterung des eben Gesagten zeigt Abb. 241 die 7 Zylinder noch im Stern angeordnet, also die Zylinder 4, 5

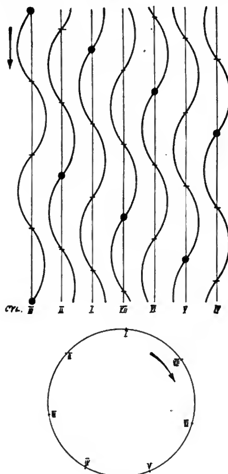


Abb. 242.

und 6 noch nicht nach oben zwischen die übrigen in die wirkliche Stellung geklappt. Es muß dann der innere Nockenkreis soviel gleichartige Nocken enthalten, daß bei einer Umdrehung der Nockenscheibe jedes Ventil einmal betätigt wird. Diese Aufgabe, die in gleichen Abständen befindlichen Ventile in be-

stimmter Reihenfolge nacheinander zu betätigen, findet sich gelöst in dem bekannten, natürlich anderen Zwecken dienenden Nonius. Der Nebenmaßstab dieser Einrichtung enthält n—1 Teile auf n Teile des Hauptmaßstabes. Verschiebt man nun den Nebenmaßstab längs des Hauptmaßstabes, so kommen zunächst die um $\frac{1}{n}$ Teile entfernten Striche zur Deckung, darauf die $\frac{2}{n}$

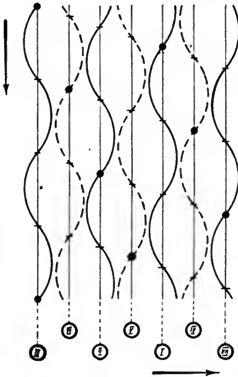


Abb. 243.

entfernten usw., bis alle n Teilstriche einmal zusammengefallen sind, worauf das Spiel von neuem beginnt. Teilte man also den Nockenkreis in n—1 Teile, in diesem Falle also in 6, so würden bei einer Umdrehung alle Teilstriche des inneren Kreises nacheinander mit allen des äußeren Kreises einmal zusammenfallen.

Bedeuten die inneren Teilstriche gleiche Nocken, die äußeren dagegen die Stößel, so würden bei einer Umdrehung des Nocken-

kreises alle Ventile einmal betätigt werden, und zwar kämen die Zylinder alle nacheinander zur Zündung. Während einer Umdrehung hätten alle gezündet, so daß während der folgenden ganzen Umdrehung keine Zündung eintreten würde. Man muß daher in zwei benachbarten Zylindern, wie auch aus dem Schaubilde der Abb. 242 hervorgeht, das die Kurbelwege und die Zündzeitpunkte eines solchen sternförmigen Motors darstellt,

Abb. 244. 5-Zylinder-Sternmotor.

während der gleichen Bewegungsrichtungen der Kolben verschiedene Takte vor sich gehen lassen, in dem einen Zylinder also z. B. verdichten lassen, während der nebenstehende ausschiebt. Da nun aber die in der Zündung aufeinander folgenden Zylinder voneinander doppelten Abstand haben, muß jeder zweite Nocken ausfallen. Man erhält demnach für den Nockenkreis nur $\frac{n-1}{2}$ Nocken, in dem betrachteten Fall von 7 Zylindern, der in Abb. 205 dargestellt ist, also 3 Nocken. Man erkennt, wenn man den Nockenkreis sich nach der Abb. 241 entgegen der Kurbel drehend denkt, daß dann die Ventile (also auch die

Zündungen usw.) in der Reihenfolge 1, 6, 4, 2, 7, 5, 3 betätigt werden.

Das Schaubild Abb. 243 unterscheidet sich von dem der Abb. 242 dadurch, daß die unteren 3 Zylinder zwischen die oberen 4 geklappt sind. Werden die unteren Zylinder nach oben gebracht, also um 180° versetzt, so müssen sie auf eine Kurbel arbeiten, die auch um 180° gegen die erste versetzt ist. Das gleiche muß dann auch mit den zugehörigen Nocken geschehen,

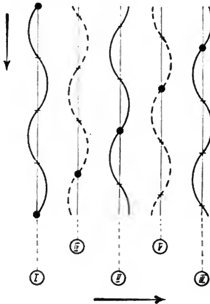


Abb. 245.

so daß die zweite Zylinderreihe von einem zweiten Nocken gesteuert wird, der um 180° gegen den ersten verdreht ist.

Die Umdrehungszahl einer solchen Nockenscheibe mit $\frac{n-1}{2}$ Nocken ergibt sich aus folgender Ueberlegung: Jeder Nocken einer Scheibe bedient jeden Zylinder einer Reihe, so daß im gleichen Zeitraum, der zwischen zwei aufeinander folgenden Betätigungen desselben Ventils liegt, die Nockenscheibe sich um den gegenseitigen Abstand zweier Nocken bewegt haben muß. Nach zwei Umdrehungen der Kurbel muß also die Nockenscheibe bei drei Nocken 1/3, allgemein demnach $\frac{2}{n-1}$ Umdrehungen

gemacht haben. Die Umdrehungszahlen von Kurbelwelle und Nockenscheibe müssen sich also verhalten wie $2 : 1/3 = \frac{6}{1}$ oder allgemein wie $\frac{n-1}{1}$

Abb. 244 zeigt die Nockenfolge bei einem sternförmigen Fünf-Zylinder und Abb. 245 die dazu gehörigen Kurbelwege,

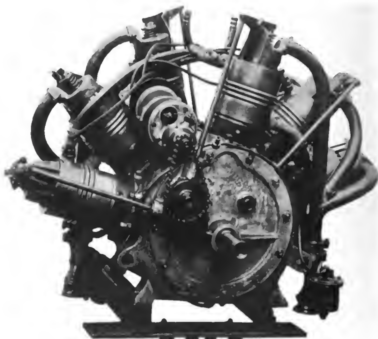


Abb. 246. 6 Zylinder-Flugmotor von Huth.

nachdem die beiden unteren Zylinder um 180° nach oben geklappt sind. Die Zahl der Nocken beträgt $\frac{5-1}{2} = 2$. Der Nocken muß mit $\frac{1}{5-1} = 1 : 4$ ins langsame übersetzt sein und wie beim Siebenzylinder der Kurbeldrehung entgegenlaufen.

Zu der geistreichen Steuerung ist indes zu bemerken, daß es nicht nur billiger, sondern wahrscheinlich auch leichter geworden wäre, jeden Zylinder durch einen besonderen kleinen Nocken zu steuern.

Im Folgenden sei noch auf einige bemerkenswerte Konstruktionseinzelheiten des Esnault-Pelterie-Motors hingewiesen. ‚Die

Kurbelwelle ist durch Bohrungen auf das äußerst zulässige Maß geschwächt. Die Kolbenstangen sind sehr leicht und in eigenartiger Weise mit den Kolben verbunden. Um nämlich den Flächendruck im Kolbenlager möglichst gering zu halten, drückt die Kolbenstange einmal gegen den Bolzen und außerdem noch oben gegen den lagerartig ausgehöhlten Teil, der den Kolbenbolzen trägt und in den Kolbenkörper eingeschraubt ist. Dadurch, daß der Kolben aus mehreren Stücken zusammengesetzt

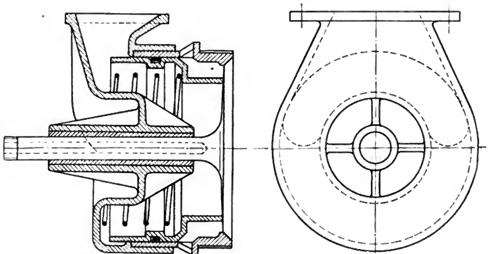


Abb. 247. Doppelventil des Huth-Motors.

ist, kann er nicht nur allseitig bearbeitet und aus sehr festem Material hergestellt werden, sondern man ist auch durch die Schraubenverbindung imstande, die Höhe des Kolbens und damit den Verdichtungsgrad einstellen zu können. Ob die doppelte Lagerung der Kolbenstange aber nicht nur eine erhebliche Vergrößerung der Werkstattarbeit bedeutet, möge dahingestellt bleiben.

Der Motor ist mit 2 Vergasern versehen, die in der Höhe der Kurbelwelle sitzen und in der Abbildung nicht gezeichnet sind.

Wegen der Verwendung nur einer Zylinderbohrung ergeben sich die Motorstärken der folgenden Tabelle. Der dort aufgeführte 10- und 14-Zylinder ist ein doppelter 5- und 7-Zylinder.

Leistung in PS.	20	30	40	60
Anzahl d. Zylinder	5	7	10	14
Gewicht des betriebsfähigen Motors in kg	37,500	52	72	98
Preis in Fr.	8000	11000	14000	18000

Einige weitere Gewichtsangaben sind vielleicht noch von Wert: Beim oben dargestellten 30 PS-Motor wiegt z. B. die Kurbelwelle 2,500 kg. Jede der kleinen Kolbenstangen wiegt 0,105 kg, der vollständige Kolben mit dem Befestigungsteil für

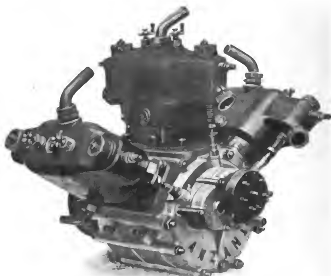


Abb. 248. Ansicht des Anzani-Sechs-Zylinders.

die Kolbenstange 0,600 kg. Das Gehäuse mit seinen Bolzen wiegt 5,200 kg, der fertige Motor, der 52 kg wiegt, hat ohne Vergaser und Rohrleitungen ein Gewicht von 47,500 kg. Mit Spule, Akkumulator und der Luftschraube wiegt er 60 kg. Die Zylinderbohrung beträgt 85 mm, der Hub 95 mm.

Ein Motor, der die gleichen Vorteile der Ausnutzung von Kurbel und Gehäuse aufweist, ohne unter das Patent von Esnault-Pelterie zu fallen, ist der des Verfassers. (Abb. 246.)

Der sehr kräftig gehaltene, betriebsfähige 6-Zylinder-Motor wiegt bei 110 mm Bohrung und 110 mm Hub 90 kg. Je drei Kolben (1, 4, 5 und 2, 3, 6) arbeiten auf eine Kurbel in der

Weise, daß die mittlere Pleuelstange die Kurbel ganz umfaßt, und die andern beiden um die Hülse dieser mittleren greifen.

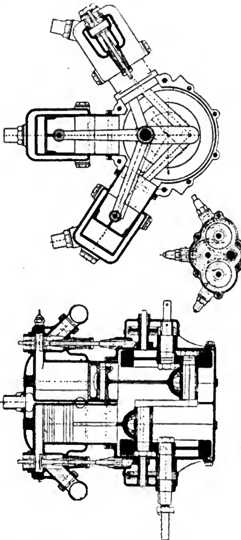


Abb. 249. Abb. 250. Abb. 251.

Abb. 249 bis 251. Schnitte durch den Anzani-Motor.

Die Zylinder stehen zu einander in Winkeln von 30°. Die Zündungen erfolgen in Abständen von abwechselnd 90° und 150°, so daß die Summe je zweier aufeinander folgenden Zündzeiten stets gleich 240° sind. Der Massenausgleich ist günstig.

Das verwandte Doppelventil zeigt Abb. 247. Auf dem Ventilteller ruht ein Schleppschieber, der durch eine Feder nach unten gedrückt wird. Senkt sich das Ventil, so erfolgt der Auspuff. Bei weiterer Abwärtsbewegung des Ventils setzt der Schleppschieber auf und dichtet die Auslaßöffnung. Der Ventilteller geht nun allein weiter nach unten und öffnet den Ein-

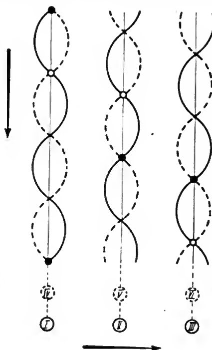


Abb. 252.

laß. Das Ventil hat im Betriebe außerordentlich gute Kühlung gezeigt.

Das Patent von Esnault-Pelterie bezieht sich nur auf 5- und 7-Zylindermaschinen. Geklappte 3-Zylinder und ihre Verdoppelung fallen daher nicht darunter. Als ein solcher doppelter geklappter Dreizylinder ist der 6-Zylinder-Flugmotor von Anzani (Abb. 248 bis 251) anzusehen. Auffällig ist seine geteilte Kurbelwelle, auf der die ungeteilten Pleuelstangen nebeneinander arbeiten. Infolge seiner Zylinderanordnung kann er keine gemeinschaftliche Nockenwelle haben, sondern steuert jedes Auspuffventil durch einen besonders angetriebenen Nocken.

Der Einlaß ist selbsttätig. Die nicht gezeichnete Gasleitung verläuft getrennt von jedem Zylinder zu einem gemeinsamen Vergaser an der Seite der Maschine. Die sehr verschiedene Länge der Gaswege sucht Anzani durch eingeschaltete verstellbare Drosselklappen auszugleichen, was als Notbehelf anzusehen ist.

Die Zündfolge kann, da die Kurbeln um 180° versetzt sind, nicht in gleichmäßigem Abstande, sondern bestenfalls ab-



Abb. 253. Anzani-Dreizylinder.

wechselnd um 180° und 90° erfolgen, wie die Kurbelwege des Schaubildes Abb. 252 erkennen lassen.

Der 6-Zylinder-Anzani-Motor hat 100 mm Bohrung, 120 mm Hub und leistet bei 1600 Uml./min. 45 PS. Er wiegt 120 kg.

Der luftgekühlte 3 Zyl.-Anzanimotor ist auf Abb. 253 u. 254 dargestellt. Auch er hat selbsttätigen Einlaß und am Hubende einen Lochkranz.

Anzani baut diesen Motor mit 85 Bohrung und 85 Hub; er wiegt 86 kg, wovon 14 kg auf die Schwungmassen kommen.

Dieses Gewicht könnte bei besserem Massenausgleich vermieden werden, wenn die Kurbel doppelt geköpft und eine dem Pelterie-Motor ähnliche Anordnung gewählt wären. Das Gleiche gilt natürlich auch von den anderen 3-Zylindermotoren Anzanis.

Der Motor von 100 Hub und 120 Bohrung hat bei 1600 Umläufen 24 PS. Mit den 24 kg schweren Schwungscheiben wiegt er 65 kg.

Der größte derartige Motor hat 135 mm Bohrung und 150 mm Hub. Er leistet 40—50 PS bei 1400 minutl. Umläufen.

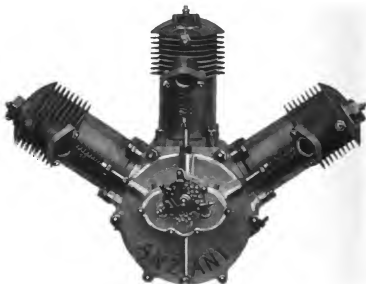


Abb. 254. Anzani-Dreizylinder.

Sein Gewicht beträgt 100 kg. Auf die Schwungmassen entfallen davon 37 kg. Die Kühlung ist schon bei 12 skm Fahrgeschwindigkeit ausreichend.

Ueber die gemischten Ventile ist schon vorhin gesprochen worden. Sie sind besonders vorteilhaft, wenn sie wie bei den Ventilen von Farcot und dem eben angeführten von Esnault-Pelterie durch eine einzige Stange betätigt werden. Ein anderes von Franklin in Amerika angewandtes gemischtes Ventil, das sich bei seinem luftgekühlten Motor bewährt hat, zeigt Abb. 255. Bei ihm erfolgt die Betätigung des glockenförmigen Einlaßventiles a durch den Schwinghebel b, der durch eine besondere Stange bewegt wird. Bei der Oeffnungsbewegung des Einlaß-

ventils wird das Auslaßventil mit nach unten gezogen. Das Auslaßventil c, dessen Feder sich gegen den Arm d legt, wird durch den Schwinghebel f heruntergedrückt, der durch die Stange g gesteuert wird.

Wie solche hängenden Ventile gesteuert werden können, zeigen der N.-A.-G.-Motor und die Abb. 256 und 257, die sich

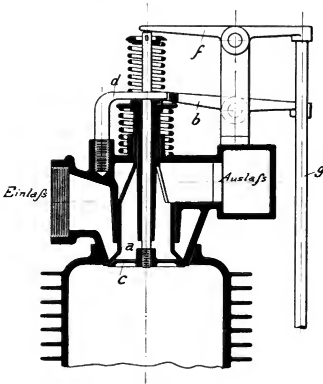


Abb. 255.

zwar auf keinem Flugmotor beziehen, aber dieser Einzelheit wegen hier angeführt sein mögen. Die hängenden Ventile dieses Motobloc-Motors sind leicht auswechselbar. Der Ventilsitz, der auch die Führung für die Spindel und die Federwiderlage enthält, ist durch einen eingeschraubten Ring niedergehalten. Um den Hub der Ventile verstellen zu können, laufen die Schwinghebel a, deren Abmessungen aus Abb. 256 zu ersehen sind, auf einer Welle b, die in der Buchse c exzentrisch so gelagert ist, daß durch Drehung dieser Buchse mittels des Hebels f der Dreh-

punkt des Schwinghebels und damit der Hub des Ventils beeinflußt wird. Die Nasen g (Abb. 257) haben den Zweck, den Ventilteller aufzufangen, wenn das Ventil gebrochen ist. Da sie aber zu Frühzündungen Veranlassung geben können, läßt

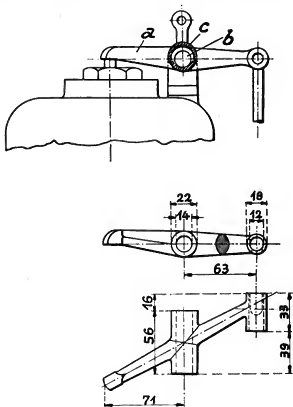


Abb. 256.

man sie besser weg und wechselt die Ventile in angemessenen Zwischenräumen aus.

Neuerdings hat auch Pipe (Abb. 258 bis 260) ein gemischtes hängendes Ventil angewandt, das dem Franklinschen sehr ähnelt. Die Teile N und M sind besonders gesteuert. Wie die Pfeile erkennen lassen, liegt im Gegensatz zum Franklinventil der Einlaß innen.

Bemerkenswert ist an dem Motor, dessen ummantelte Zylinder durch einen Saugventilator gekühlt werden, daß seine

Kurbelwelle auf Kugeln läuft, um sowohl an Baulänge zu sparen, als auch weniger Schwierigkeiten in der Oelung zu haben. Da diese keine Achsdrucke aufnehmen können, ist ein Drucklager

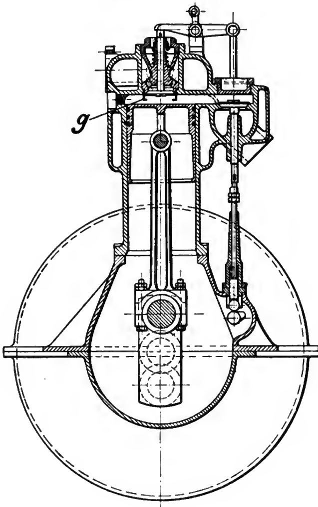


Abb. 257.

vorgesehen. Bohrung und Hub betragen 100 mm. Bei 1200 Umdrehungen leistet der Motor 50 PS, und 70 PS bei 2000 Umdrehungen. Sein Gewicht im betriebsfähigen Zustand beträgt 130 kg.

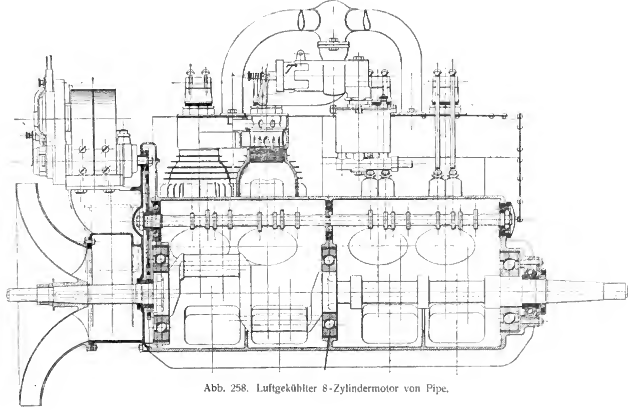
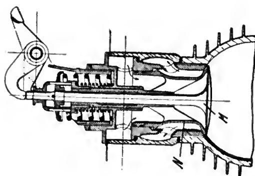


Abb. 258. Luftgekühlter 8-Zylindermotor von Pipe.



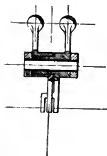


Abb. 260.

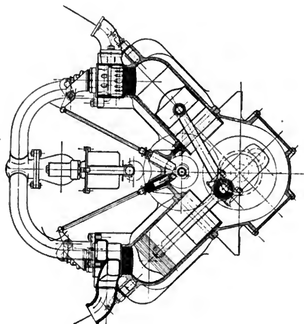
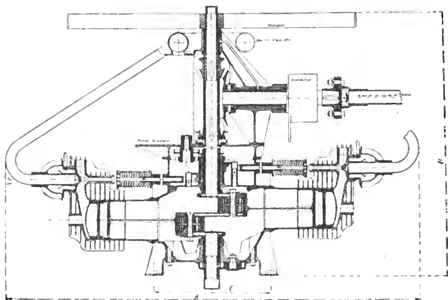


Abb. 259.

Abb. 259 u. 260. Luftgekühlter 8-Zylindermotor von Pipe.



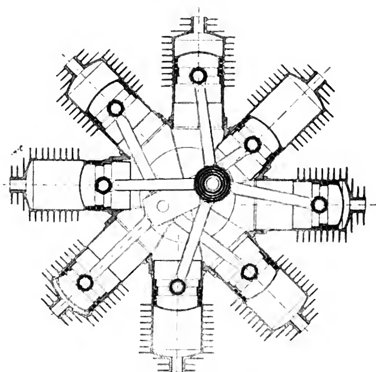


Abb. 262 und 263. Farcot-Motor.

Dr. Fritz Huth, Luftfahrzeugb
M. Krayn, Verlagsbuchh

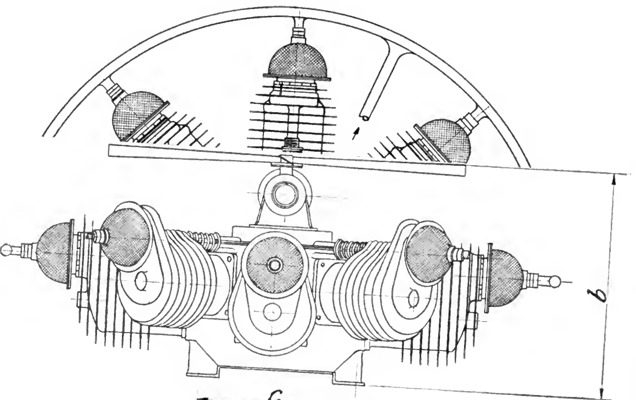
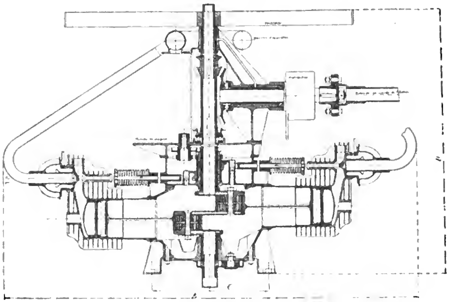


Abb. 261. Sternmotor von Farcot.



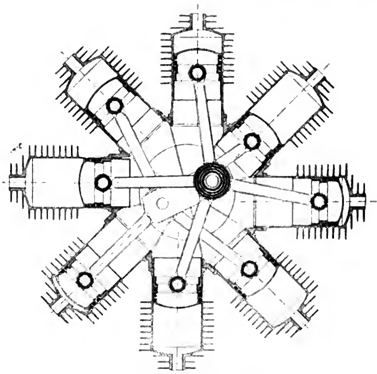


Abb. 262 und 263. Farcot-Motor.

Tafel 8.

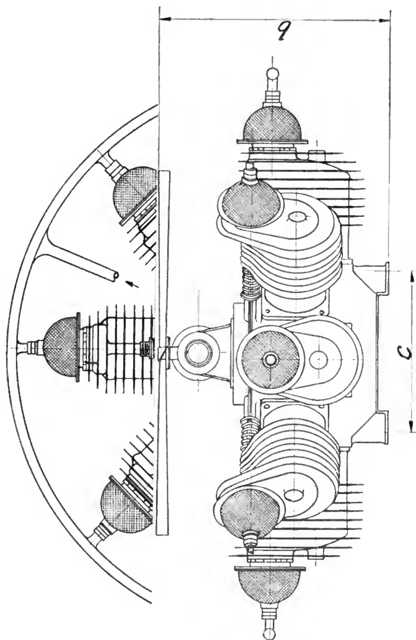


Abb. 261. Sternmotor von Farcot.

Hat Esnault-Pelterie, jedenfalls der Schwierigkeit der Schmierung der unteren Zylinder wegen, die Sternform durch Nachobenlegen eines Teils der Zylinder aufgegeben, so hat Farcot in der neuesten Form seines Flugmotors die volle Sternanordnung der Zylinder beibehalten. Die Schwierigkeit der Schmierung hat er dadurch umgangen, daß er die Kurbelachse senkrecht stellt und zur wagerechten Schraube durch ein Kegelradpaar übergeht Für Schraubenflieger wäre diese Motoranordnung übrigens die gegebene, da dann die Schraube nach Wunsch auch

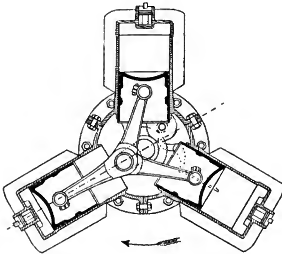


Abb. 264. Umlaufmotor von Adams.

ohne Uebersetzung getrieben werden könnte. Abb. 261 (Tafel 8) zeigt diesen Motor, auf dessen Einzelheiten bei den anderen Konstruktionen Farcots eingegangen ist. Man erkennt auch hier wieder, daß die Zylinder- und Kurbelachse gegen einander versetzt sind. Das Saugrohr ist ringförmig um die Zylinder geführt und wird an vier Stellen gespeist. Der Antrieb des Magnetapparates erfolgt durch Kegelräder. Schnitte durch diesen Motor zeigen Abb. 262 u. 263.

Eine weitere Möglichkeit, den Vorteil des leichten Gehäuses und der guten Ausnutzung der Kurbelwelle durch die sternförmige Zylinderanordnung zu benützen und trotzdem alle Zylinder unter gleiche Schmierbedingungen zu setzen, ist die, die Kurbelwelle festzustellen und statt dessen die Zylinder umlaufen zu lassen. Abb. 264 zeigt z. B. einen solchen Motor, den von Adams. Die Kühlrippen verlaufen längs der Zylinder, um

die Luft möglichst leicht zu durchschneiden. Die Kraft wird von dem sich drehenden Gehäuse abgenommen. Daß die



Abb. 265. Umlaufmotor von Burlat.

Schmierung bei einem solchen Motor, abgesehen von den Dichtungen der Gasleitungen, immer noch erhebliche Schwierigkeiten macht, ist klar. Es sei hierauf beim „Gnome-Motor" näher eingegangen. Das Gewicht eines Adamschen 5-Zylinder-Motors,

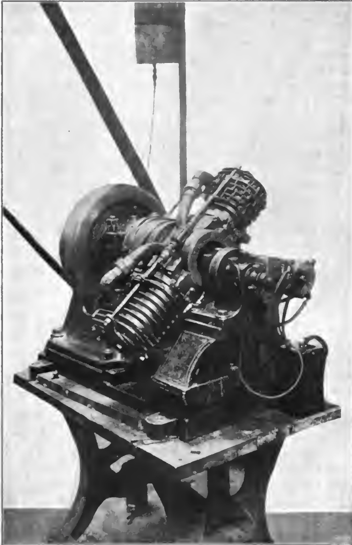


Abb. 266. Umlaufmotor von Bucherer.

dessen Kurbellager übereinander angeordnet waren, wird bei einer Leistung von 40—50 PS auf 130 kg angegeben.

Eine andere Ausführung eines Motors mit umlaufenden Zylindern ist die in Abb. 265 dargestellte von Burlat. Er ist dort

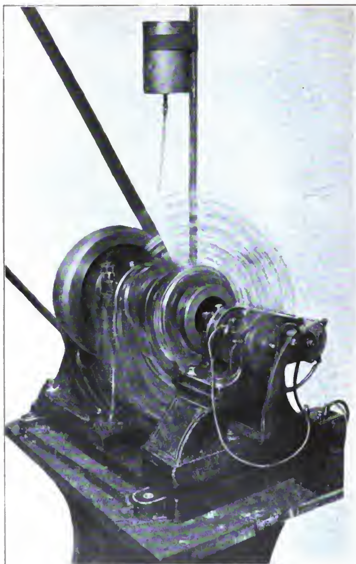


Abb. 267. Bucherer-Motor im Betrieb.

in einen Wagen eingebaut gezeigt, wie er auf der Pariser Ausstellung zu sehen war.[1])

[1]) Naheres s. „Motorwagen“ 1908.

Während bei Burlat die Kolbendrücke auf die Zylinder stark auftreten, sind beim Bucherer-Motor (Abb. 266 bis 272) die Kolben ausschließlich Dichtungsglieder und üben sonst keinerlei Druck auf die Zylinderwandungen aus.

Daß der Massenausgleich durch diese Konstruktion gut gelungen ist, läßt die Abb. 267 erkennen, die den Zweizylindermotor der Abb. 266 in vollem Lauf von 1000 Umdrehungen in der Minute zeigt. Obwohl er mit keiner Schraube an seiner

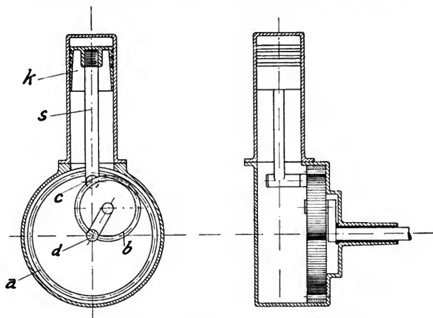


Abb. 268 und 269. Epicykloiden-Geradführung.

Unterlage befestigt ist, hat er sich während der mehrere Sekunden dauernden Belichtungszeit der photographischen Aufnahme nicht im mindesten gerührt.

Die starken Drücke zwischen Zylinder und Kolben, die der sonst ganz ähnlich gebaute Burlatmotor aufweist, sind hier dadurch an diesen Stellen vermieden, daß im Gehäuse die bekannte Epicykloidengeradführung, jedoch in abgeänderter Form, angewandt ist. Es sei auf diese Vorrichtung an der Hand von Abb. 268 und 269 hier kurz eingegangen. Der Kolben keiner gewöhnlichen Explosionsmaschine mit feststehendem Zylinder ist starr mit seiner Stange s verbunden. Diese ist bei c an der Kurbel des außen verzahnten Stirnrades b gelagert. Das

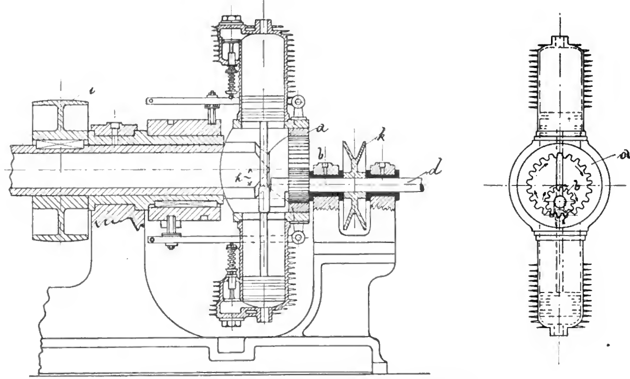


Abb. 270 und 271. Schematischer Schnitt durch den Bucherer-Motor.

Tafel 9.

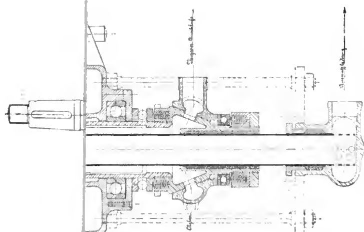


Abb. 272. Neuer Bucherer-Motor.

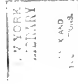


Abb. 270 und 271. Schematischer Schnitt durch den Bucherer-Motor.

Stirnrad läuft auf der Kurbel f der Welle d und wälzt sich an dem Umfange des feststehenden Innenzahnrades a ab, wenn sich die Welle d dreht. Da sich die Durchmesser von b und a wie 1:2 verhalten, so ist der Weg des Punktes c bei der Bewegung des Rades b eine Gerade. Der Geradführungsdruck ist also von dem Kolben weg und in die Zahnräder verlegt.

Auf Abb. 270 und 271 ist der Bucherermotor, der diese Geradführung auf die Konstruktion der Burlatmaschine anwendet, schematisch dargestellt.

Die Konstruktion kann als eine kinematische Umkehrung der obigen Geradführung aufgefaßt werden. Denkt man sich in der Anordnung der Abb. 268 die Achse des Zahnrades b nicht umlaufen, sondern sich um einen feststehenden Mittelpunkt drehen, so müssen nun die Zylinder mit dem Zahnrad a umlaufen, damit sich Innen- und Außenzahnrad aufeinander abwälzen, a ist das große innen verzahnte Stirnrad, das mit den umlaufenden Zylindern selbst verbunden ist, während das halb so große mit Außenverzahnung ausgerüstete Stirnrad b mit der getriebenen Kurbelwelle d fest verbunden ist. Die Achsen x der umlaufenden Zylinder und der Kurbelwelle sind verschieden und haben den Abstand h von einander, der gleich der Länge des Kurbelarmes ist. Die Riemenscheibe k dient zur Abnahme der Kraft von der Kurbelwelle, während die Scheibe i, die mit den Zylindern verbunden ist, dann benutzt werden kann, wenn man nur die halbe Umdrehungszahl wünscht.

Der Motor hat 90 mm Bohrung und einen Hub von 161 mm. Infolge der Geschwindigkeit der sich drehenden Zylinder ist die Kühlung völlig ausreichend, so daß der Verdichtungsgrad $\frac{V_h + V_e}{V_c}$ ungewöhnlich hoch, nämlich zu 5,3 gewählt ist.

Die neueste Ausführungsform des Bucherer-Motors, die ganz erheblich von der älteren abweicht, zeigt Abb. 272. Besonders auffallend ist die ausschließliche Anwendung der Kugellager. Die gegen die Fliehkraft entlasteten Ventile werden einzeln durch Schraubenräder gesteuert.

Der bis jetzt erfolgreichste Umlaufmotor, zugleich der erfolgreichste Flugmotor überhaupt, ist der „Gnome-Motor", den Abb. 273 darstellt. Er ist ein 7-Zylinder von 110 mm Bohrung und 120 mm Hub. Bei 1200 bis 1400 minutl. Umdrehungen leistet er etwa 50 PS. Sein Gewicht beträgt 75 kg. Sein Benzinverbrauch wird zu 300 bis 350 g für die PS-Stunde angegeben, sein Oelverbrauch zu 2 l die Stunde.

Der Motor ist fliegend angeordnet. Am Gehäuse, zwischen dem Lagerbock und den Zylindern, ist die Schraube befestigt.



273. Der 7 Zylinder-Gnome-Motor.



Abb. 274.* Oelgläser im Farman-Flugzeug. Phot. Gebr. Haeckel, Berlin.

Die Kühlung und die Schwungmasse der umlaufenden Zylinder ist sehr gut. Der Massenausgleich ist zwar nicht gänzlich vorhanden, aber völlig ausreichend. Da die Zylinder um die Hauptachse laufen, bewegen sich auch die Kolben auf einem Kreise, und zwar um den Kurbelzapfen. Ihre Fliehkräfte heben sich aber deshalb nicht völlig auf, weil die Kolben nicht an allen Stellen ihrer Bahn gleiche Umlaufgeschwindigkeit haben.

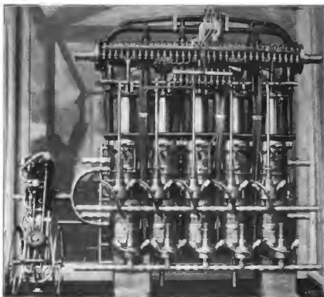


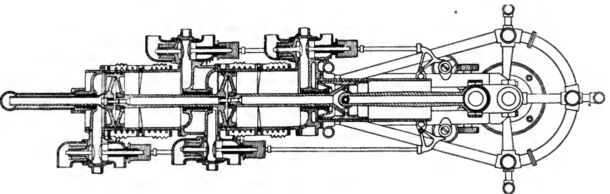
Abb. 275. Reihenflugmotor von Dufaux.

Die Auslaßventile des Gnome-Motors liegen oben auf den Zylindern und werden durch Zugstangen gesteuert. Die selbsttätigen Einlaßventile sitzen in den Kolbenböden. Beide Ventile sind natürlich durch Gewichte gegen die Fliehkraft ausgeglichen.

Das Gas entnehmen die Ventile aus dem Gehäuse, in das es durch die hohle Kurbelwelle gelangt, infolgedessen wird er mit Rizinusöl geschmiert.

Neuerdings wird der Gnome-Motor auch mit vorderem Lager ausgeführt.

Die Schmierung des Motors erfolgt durch eine Oelpumpe, die das Oel nach dem Führersitz drückt. Dort durchfließt es mehrere Schaugläser und dann zu den Schmierstellen des Motors. Auf Abb. 274 sind die Schaugläser an der linken Seite Farmans



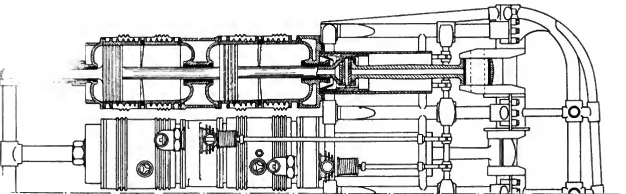


Abb. 276 und 277. Flugmotor von Dufaux im Schnitt.

zu sehen. Damit das Oel nicht in den Verbrennungsraum geschleudert werde, sind die Kolben mit je 8 Ringen versehen. (In der neuesten Ausführung nur einer.)

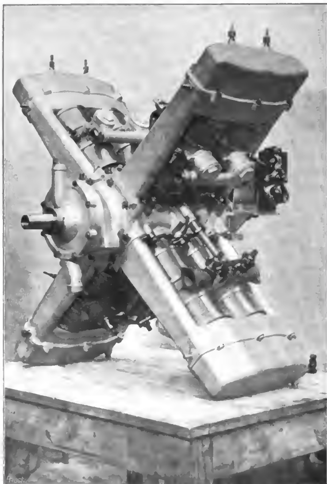


Abb. 278. Flugmotor von Gobron-Brillié. (Ansicht.)

Neuerdings werden auch Umlaufmotoren gebaut, bei denen Kurbel und Zylinder entgegengesetzt umlaufen. Werden beide Teile mit je einer Schraube verbunden, so ist bei diesen Gegenlaufmotoren die Wirkung des Drehmoments auf das Flugzeug aufgehoben.

Am weitesten von allen gebräuchlichen Motorformen weicht der Flugmotor des französischen Konstrukteurs Dufaux ab, den die Abb. 275 in Ansicht und Abb. 276 u. 277 im Schnitt zeigen. Sind die anderen Konstrukteure bestrebt gewesen, die schweren Teile, wie Gehäuse und Kurbelwelle, möglichst auszunutzen, so tut

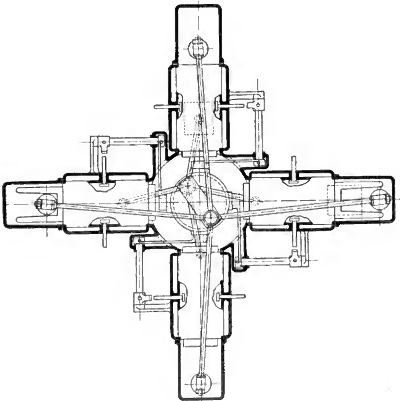


Abb. 279. Flugmotor von Gobron-Brillié. (Schnitt.)

dies Dufaux auch noch mit der Kolbenstange und dem Kolben. Er ordnet nämlich je 2 Zylinder hintereinander in Reihe an. Außerdem ist jeder Zylinder doppelt wirkend wie bei den Großgasmaschinen. Die dargestellte Maschine entspricht also einem gewöhnlichen Vier-Taktmotor mit 20 Zylindern. Die Zylinder sind wassergekühlt. In die hohlen Kolben wird kühlende Luft durch die am 2. und 4. Zylindersatz unten sichtbaren hohlen

Kolbenstangen geführt. Von den Stangen, die die Ventile betätigen, ist die Hälfte der Deutlichkeit wegen weggelassen. Jeder Zylinderraum wird durch 2 Kerzen gezündet. Die Lager der oben angeordneten Kurbel sind durch Rohre miteinander verbunden. Ein eigentliches Kurbelgehäuse fehlt also. Die Oel-

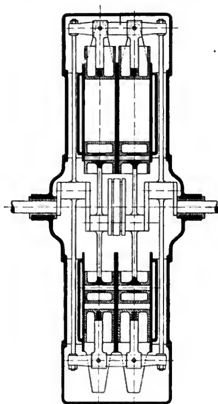


Abb. 280. Flugmotor von Gobron-Brillié. (Schnitt.)

verteilung erfolgt durch die vielen Schmierleitungen. Durch die oben gelagerte Kurbelwelle rückt übrigens der Schwerpunkt des Motors nach unten, was beim Einbau in einen Drachenflieger vielleicht von Vorteil sein kann. Der kleine Motor links auf dem Bilde neben dem großen ist luftgekühlt.

Ob sich die Konstruktionen aus dem Großgasmaschinenbau auf solche leichten Schnelläufer übertragen lassen, muß abgewartet werden.

Eine von der üblichen abweichenden Konstruktion zeigt auch der Flugmotor von Gobron-Brillié. (Abb. 278 bis 280.) Gleich

Abb. 281. Schema der dreifachen Eisemann-Zündung für Flugmotoren.

den Automobilmotoren dieser Firma arbeiten in jedem Zylinder zwei gegenläufige Kolben in der gezeichneten Weise auf eine

gemeinsame Kurbel. Die Gefahr des Verölens der Zylinder ist dadurch zu vermeiden gesucht, daß die Kolben genau passend eingeschliffen sind und schon ohne Ringe dicht halten. Der Motor hat also in 8 Zylindern 16 Kolben. Er leistet bei 1150 minutl. Uml. 55 PS und wiegt betriebsfertig rd. 150 kg.

Die Betätigung der Ventile erfolgt mittels einer Kurvenscheibe, in der .Hebel schleifen, die die Steuerwellen in schwingende Bewegung versetzen. Diese schlagen mit ihren Ansätzen gegen die Ventilstangen.

Während die besonderen Forderungen der Flugtechnik verschiedene Teile des Verbrennungsmotors stark beeinflußt haben, ist der Teil, von dessen Arbeiten die Zuverlässigkeit der Maschine in hohem Maße abhängt, unverändert geblieben, nämlich die Zündung. Alle Flugmotoren zünden elektrisch; nur wenige benutzen, wohl wegen des besonderen Gestänges, die Abreißzündung, während die meisten Hochspannungs-Kerzen verwenden.

Das Streben nach Erleichterung der recht schweren Zünd-Magnete hat zu der Konstruktion von Ruthardt in Stuttgart geführt, die für einen 4-Zylindermotor nur 3,2 kg wiegt.

Die Forderung unbedingter Zuverlässigkeit hat Eisemann veranlaßt, eine Zündungsart auszuarbeiten, bei der drei von einander unabhängige Zündungen zusammen mit je zwei Kerzen für jeden Zylinder arbeiten.

Abb. 281 zeigt die Zündung schematisch. Die beiden Magnetzündungen arbeiten völlig getrennt voneinander, während die Akkumulatorenzündung die eine Kerzengruppe mit benutzt. Sie dient zum Anwerfen und als dritte Reservezündung.

Zum Dauerbetrieb dient wegen seiner größeren Leistungsfähigkeit der Magnet BK, während EK kurz geschlossen mitläuft und beliebig eingeschaltet werden kann.

Die verschiedenen Zündungen werden durch Drehen des Schalterknopfes eingeschaltet.

4. Baustoffe und fertige Teile.

Wenn auch eine Flugmaschine so leicht wie irgend möglich gebaut werden muß, so darf diese Forderung doch nicht dazu führen, leichtsinnig zu Werke zu gehen, die Teile zu schwach zu bemessen oder ungeeignetes Material zu verwenden. Die Beanspruchungen der Fliegerteile sind nicht so gering, wie häufig angenommen wird. Noch während der Apparat auf dem Boden ruht, zittert er in allen seinen Teilen sowohl unter der Arbeit des Motors, als auch durch den wehenden Wind. Diese Beeinflussung wird natürlich bei der Fahrt bedeutend stärker. Dazu kommen die gefährlichen Stöße während der Anfahrt der hierzu

Räder benutzenden Flugfahrzeuge und vor allem die Landungsstöße.

Je elastischer ein Material ist, um so kleiner ist die Kraft der Stoßarbeit, um so weniger schädlich der Aufprall.

Als Material für das Gestell der Flieger kommt daher fast ausschließlich Holz oder Stahl in Frage. Aluminium scheidet wegen seiner geringen Festigkeit fast gänzlich aus und wird daher nur selten verwendet. So macht z. B. Voisin die Teile,

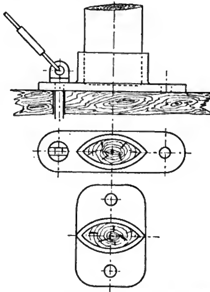


Abb. 282. Aluminium-Gußstück vom Voisin.

durch die er die Streben mit den Tragflächenrahmen verbindet, aus Aluminiumguß. Abb. 282 zeigt ein solches Gußstück, das auf die Tragflächenrahmen geschraubt ist. Gleichzeitig dient es zur Befestigung der Spanndrähte.

Weniger als Holz geeignet für den Fliegerbau ist Stahlrohr. Es hat den Nachteil, daß unter den Erzitterungen das Molekulargefüge sich ändert, daß Reparaturen nicht so leicht wie bei Holz ausführbar sind und daß es weniger elastisch ist. Ueber die Abmessungen der nahtlosen Mannesmann-Röhren gibt die Tabelle Auskunft.

Die Rohre sind in Längen bis zu 8 m erhältlich und auf 50 Atm. Druck geprüft. Die Bruchfestigkeit des Stahls beträgt 50 kg.

Gewichte von Mannesmannstahlröhren (lfd. m in kg).

Aeuß. Durchm. in mm		5	10	15	20	25	30	35
Wandstärke in mm	0,5	0,055	0,116	0,178	0,239	0,300	0,361	0,423
	1,0	0,098	0,221	0,343	0,466	0,588	0,711	0,833
	1,5		0,312	0,496	0,679	0,864	1,048	1,231
	2,0		0,391	0,637	0,882	1,127	1,372	1,616
	2,5			0,766	1,072	1,378	1,685	1,991

Die Rohrverbindungen kann man entweder wie bei den Fahrrädern mittels Hülsen und Laschen bewerkstelligen, durch Hart-

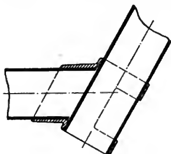


Abb. 283.

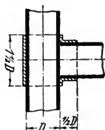


Abb. 284.

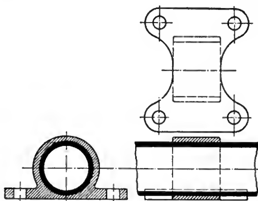


Abb. 285.

lötung oder bei harten Stahlrohren durch Weichlötung sowie durch autogene Schweißung.

Eine Rohrverbindung durch Lötung stellt Abb. 283 und eine von rechtwinkligen Rohren Abb. 284 dar. Die Befestigung einer Lasche, die man zum Anschrauben des Motors gebrauchen

kann, zeigt Abb. 285, während Abb. 286 die Herstellung von Scharnierstangen mit eingelöteten Köpfen zeigt.

Anstatt die Rohre durch Lötung zu verbinden, kann dies vorteilhaft häufig durch Schweißung mittels des Sauerstoffgebläses geschehen, und zwar ist hierfür sowohl die Wasserstoff-Sauerstoff-, als auch die Acetylen-Sauerstoff-Schweißung unter

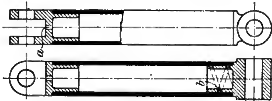


Abb. 286.

dem Namen der autogenen Schweißung in Gebrauch. Dieses Verfahren hat den Vorteil, daß zur Verbindung der Stahlrohre untereinander kein Zwischenstoff geringerer Festigkeit benutzt wird, und daß die Schweißstelle bei sachgemäßer Ausführung an Festigkeit nicht sehr hinter dem unverletzten Material zurücksteht.

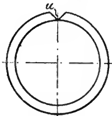


Abb. 287.

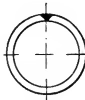


Abb. 288.

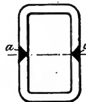


Abb. 289.

Abb. 287 und 288 zeigen als Beispiele für die Anwendung der autogenen Schweißung die Herstellung eines Rohres. Die Stelle a in Abb. 287 wird die Schweißhaltung genannt. Auf sie läßt man die Flamme einwirken, wobei man gleichzeitig in die Rille einen Eisendraht legt, der mit einschmilzt, so daß nach der Schweißung die Stelle das Aussehen der Abb. 288 erhält. Ein Vierkantrohr kann mit Hilfe der autogenen Schweißung etwa nach Art der Abb. 289 hergestellt werden, in der a wieder die Schweißstellen bedeuten.

Ein Material, von dem man sich augenscheinlich mehr versprochen hatte, als es hielt, ist das Magnalium, eine Aluminium-

Legierung von 2 bis 30 v. H. Magnesium. Seine Zugfestigkeit schwankt zwischen 30 und 45 kg/qmm, während die Biegungsfestigkeit etwa 25 kg/qmm beträgt. Ihr spezif. Gewicht ist 2,4 bis 2,57.

Gewichte von Magnaliumrohren in kg.

Aeuß. Durchm. in mm	Wandstärke in mm							
	1	1,5	2	2,5	3	3,5	4	5
10	0,085	1,133	0,185	0,241	0,301	0,465	0,432	0,579
20	0,162	0,248	0,34	0,434	0,533	0,635	0,741	0,965
30	0,24	0,365	0,494	0,627	0,786	0,888	1,05	1,351
40	0,316	0,48	0,682	0,82	0,997	1,16	1,36	1,737

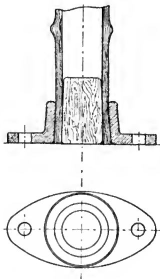


Abb. 290. Befestigung einer Bambusstrebe (nach Ursinus.)[1]

Weitaus die meisten Flieger sind aus Holz hergestellt, und zwar benutzt Wright z. B. das amerikanische Fichtenholz „Spruce“, dessen spez. Gewicht nur 0,38 beträgt. Sehr gut eignet sich auch die schwedische Kiefer und das Eschenholz zum Fliegerbau. Eschenholz hat z. B. das spez. Gewicht 0,6, ist aber ungemein zäh, so daß es immer häufiger verwandt wird. Es ist in Längen bis zu 9 m erhältlich.

Der häufig benutzte Bambus ist für Dauerkonstruktionen nicht zu empfehlen, weil er leicht splittert und man ihm außen

[1]) Flugsport 1908.

nicht ansieht, ob er im Innern durch Fäulnis oder dergl. zerstört worden ist.

Erhöht wird seine Widerstandskraft, wenn man ihn dicht mit gewachstem Hanf umwickelt.

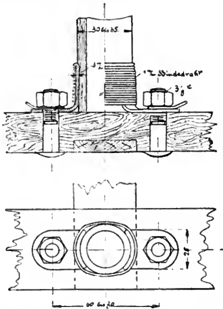


Abb. 291. Befestigung einer Bambusstrebe durch Stahlblechwinkel (nach Ursinus).[1]



Abb. 292. Holzquerschnitte von Chauvières.

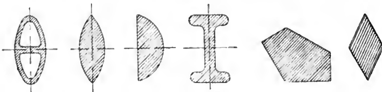


Abb. 293. Holzquerschnitte von Vinet.

[1]) Flugsport 1908.

Die Verbindung der Bambusstangen ist nicht so leicht wie bei Holz zu bewerkstelligen. Eine Verbindungsart ist auf Abbildung 290 ersichtlich. Zur Erhöhung der Festigkeit des Rohres ist es durch einen Holzstopfen verschlossen.

Eine andere Befestigungsweise zeigt Abb. 291. Zwei Stahlblechwinkel sind durch Bolzen an den Längsbalken gehalten,



Abb. 294. Drahtschloß von Blériot.

während der Bambusstab zwischen sie mittels Bindedraht geklemmt ist.

Das Holz verwendet man entweder voll oder von rohrartigem Querschnitt, den man durch Verleimen mehrerer Holzstücke her-



Abb. 295. Drahtschloß von Voisin.

stellt. Man kann auf diese Weise Teile von außerordentlicher Leichtigkeit, Festigkeit und Elastizität erzeugen, die zudem verhältnismäßig nicht teuer sind. Abb. 292 zeigt z. B. von Chauvières gelieferte Querschnitte von Hölzern, deren Preise zwischen

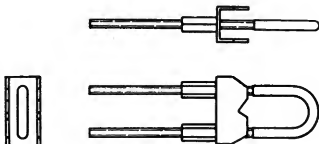


Abb. 296. Drahtschloß von Grade.

1—4 Francs den Meter schwanken. Andere käufliche Querschnitte sind auf Abb. 293 ersichtlich.

Die zur Versteifung der Tragflächenkonstruktion benutzten Stahldrähte haben meist einen Durchmesser von 1,5 mm. Indessen ist man manchmal genötigt, stärkere Drähte zu wählen. So benutzt Wright für die Hauptspanndrähte 3 mm-Draht. Wright verzichtet darauf, alle Drähte nachspannen zu können, da er etwaige Verzerrungen des Gestells durch die Verdrehung der Flächen mittels des Steuerhebels wieder ausgleichen kann.

In Frankreich häufig benutzte Nachspannvorrichtungen für die Drähte zeigen die Abb. 294 und 295, während Abb. 296 das Drahtschloß von Grade darstellt.

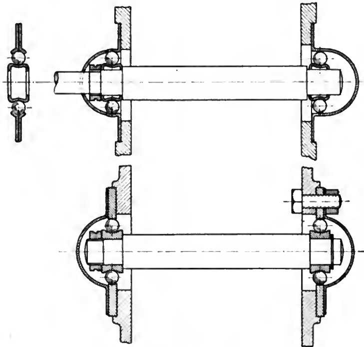


Abb. 297. Leichte Kugellager von Bauschlicher.

Welche besondere Ausbildung z. B. Kugellager erfahren, um für den Luftfahrzeugbau brauchbar zu werden, zeigt Abb. 297, die Konstruktionen von Bauschlicher darstellt. Die Laufringe sind bei ihnen aus gepreßtem Blech hergestellt.

Eine andere Sonderkonstruktion desselben Ursprungs ist Abb. 298, die ein gelochtes Stahlband für Kraftübertragung

zeigt. Diese, schon früher bei Fahrrädern versuchte Ausführung hat vor der Kette nicht nur den Vorteil der Leichtigkeit, sondern auch der größeren Einfachheit voraus.

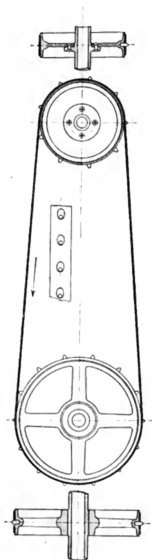
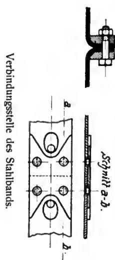


Abb. 298. Gelochtes Stahlband zur Kraftübertragung.



Verbindungsstelle des Stahlbands.

5. Ausführung der Luftschrauben.

Als Ergänzung zu den Berechnungen früherer Abschnitte seien nun noch einige konstruktive Ausführungen zunächst der Luftschrauben gegeben. Die Luftschrauben werden entweder aus Metall oder aus Holz gefertigt. Bei der Herstellung aus Metall kann die ganze Schraube aus Stahlblech bestehen, wie die der Abb. 299, die die Renault-Schraube zeigt. Eine solche Hohl-



Abb. 299. Stahlschraube von Renault.

schraube besitzt außerordentlich glatte Flächen auf beiden Seiten

Nicht so günstig ist in dieser Beziehung die Antoinette-Schraube, die verschiedene Flieger benutzen. (Abb. 212.) An einem Stahlrohrschaft sind Aluminiumbleche angenietet. Durch den Stahlschaft wird die hintere Schraubenfläche etwas uneben und dürfte nicht wirbelfrei arbeiten. Auf die gleiche Weise sind die vierflügligen Schrauben von Esnault-Pelterie hergestellt. (Abb. 300.)

Die Holzschrauben haben den Nachteil, daß man bei ihnen die Steigung nicht leicht ändern kann. Wenn sie falsch ist, ist mit ihnen meist nichts mehr anzufangen. Andererseits haben



Abb. 300. Flugzeug von Esnault-Pelterie.

sie den Vorzug der Billigkeit und Leichtigkeit. In Frankreich werden sie fabrikmäßig hergestellt. So zeigt Abb. 301 die Schraube „Intégrale“ von Chauvières, wie sie z. B. der Ballon „Clément-Bayard“ hat. Aus den Streifen erkennt man, daß sie aus über-



Abb. 301. Holzschraube „Intégrale“ von Chauvières.

einander geleimten einzelnen Brettern hergestellt ist. Auch die Schrauben des Wright-Flugzeugs bestehen aus Holz, und zwar sind sie aus drei verleimten Balken geschnitzt.

Die folgende Tabelle gibt die Abmessungen und Preise der „Intégrale“-Schrauben an.

„Intégrale-Schrauben."

Anzahl der PS	Flug-geschwindig-keit in skm	Durchmesser 1 m			1,25 m			1,50 m			1,75 m			2 m			2,25 m			2,50 m			2,75 m			3 m			Gewicht des Flugzeugs
	Umlaufzahl	1.000	1.500	2.000	1.000	1.500	2.000	900	1.350	1.800	750	1.000	1.500	600	900	1.200	600	900	1.200	600	900	1.200	500	750	1.000	500	750	1.000	
	Preis																												
9	20	225	190	155	275	240	205	335	295	255	405	365	325	475	430	385	545	495	445	625	565	505	705	635	565	785	705	625	100bis150
	17,5	220	185	150	270	235	200	325	285	245	395	355	315	455	410	365	535	485	435	610	550	495	680	620	555	765	685	615	150 bis 200 kg
	15	215	180	145	265	230	195	315	275	235	385	345	305	435	390	345	525	475	425	595	535	485	655	605	545	745	665	605	
	12,5	210	175	140	260	225	190	305	265	225	375	335	295	415	370	325	515	465	415	580	520	475	630	580	535	725	645	595	
12	20	265	230	195	315	285	245	380	340	300	450	410	370	520	475	430	600	535	435	675	595	540	750	655	595	815	710	650	200 bis 250 kg
	17,5	260	225	190	310	280	240	370	335	295	440	400	360	500	465	420	590	525	475	660	580	530	735	640	585	805	705	645	
	15	255	220	185	305	275	235	365	330	290	430	390	355	480	455	415	580	515	465	645	570	520	720	625	575	795	700	640	
	12,5	250	215	180	300	270	230	360	325	285	420	380	350	470	445	410	570	505	455	630	560	510	700	615	565	785	695	635	
18	20	„	„	„	„	„	„	415	370	325	490	445	400	565	520	475	635	570	520	705	625	570	770	675	615	845	725	665	250bis300
	17,5	„	„	„	„	„	„	405	360	320	480	435	395	545	510	455	620	560	510	690	615	560	750	660	605	835	720	660	300 bis 350 kg
	15	„	„	„	„	„	„	395	350	315	470	425	390	530	500	440	605	550	500	680	605	550	730	655	595	825	715	655	
	12,5	„	„	„	„	„	„	385	340	310	460	415	385	515	490	425	595	540	490	660	595	540	710	640	585	815	710	650	
24	20	„	„	„	„	„	„	450	400	350	530	480	430	610	565	520	675	610	560	730	655	600	795	695	640	870	740	675	350 bis 400 kg
	17,5	„	„	„	„	„	„	440	390	345	520	470	425	595	555	505	660	600	555	715	640	590	775	675	630	855	730	665	
	15	„	„	„	„	„	„	430	385	340	510	460	420	580	545	490	650	590	550	700	630	530	755	655	620	840	725	660	400 bis 450 kg
	12,5	„	„	„	„	„	„	425	375	335	500	450	415	565	535	475	640	580	545	685	620	570	735	635	610	825	720	650	
35	20	„	„	„	„	„	„	475	425	375	570	520	470	655	610	565	715	650	595	775	690	625	835	730	655	885	765	680	450bis500
	17,5	„	„	„	„	„	„	465	415	365	560	510	465	640	595	550	700	640	590	760	685	615	820	715	645	875	755	670	500 bis 550 kg
	15	„	„	„	„	„	„	455	405	355	550	500	460	625	580	535	685	630	585	745	675	605	805	700	635	865	750	660	
	12,5	„	„	„	„	„	„	445	395	345	540	490	455	610	565	520	670	620	570	730	665	595	790	685	625	850	745	650	550bis600
50	20	„	„	„	„	„	„	510	450	390	600	550	500	700	655	610	750	690	635	800	725	660	850	760	685	900	800	700	600bis650
	17,5	„	„	„	„	„	„	500	445	385	585	535	480	690	640	595	740	680	625	785	715	650	835	750	675	885	790	690	650 bis 700 kg
	15	„	„	„	„	„	„	490	440	380	570	525	465	680	625	580	730	670	620	770	705	640	820	740	665	870	780	680	
	12,5	„	„	„	„	„	„	480	435	375	560	515	450	670	610	565	720	660	615	755	695	630	805	730	655	855	770	670	

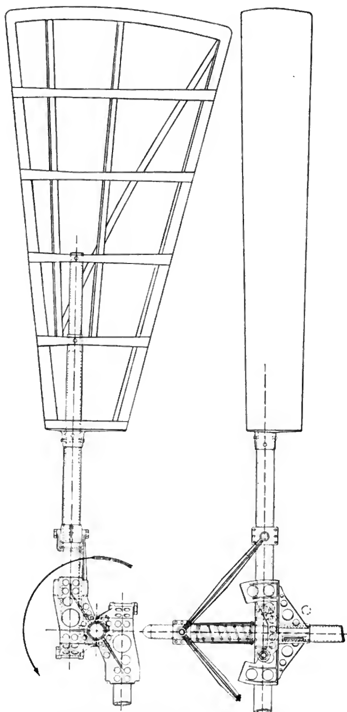


Abb. 302. Schraube des Luftschiffs „Ville de Paris“.

Für die Durchmesser von 4—10 m Preise nach Vereinbarung.

Die auf Abb. 302 dargestellte Schraube des Luftschiffs „Ville de Paris", die mit 180 Umdrehungen in der Minute arbeitet, hat einen Durchmesser von 6 m. Ihre Steigung beträgt bei der neuen Ausführung 8 m (früher 6 m).

Das Holzgerüst ist mit gummierter Seide überzogen. Ihr Gewicht beträgt 90 kg.

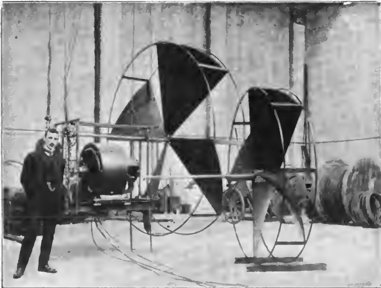


Abb. 303.

Die Flügel sind in ihrer Neigung veränderlich. Außerdem ist dem Führer die Möglichkeit gegeben, die Flügel bei der Landung wagerecht festzustellen, um eine Beschädigung der Schraube zu vermeiden.

Die aus Stoff hergestellte Luftschraube Parsevals, deren Flügel durch die Schwungkraft eingenähter Gewichte gespannt werden, ist S. 142 beschrieben.

Neuerdings benutzt v. Parseval halbstarre Schrauben, deren Wirkungsgrad höher ist, nach Art der Abb. 302.

Abb. 303 zeigt eine andere Stoffschraube, die der Firma Ruthenberg (Konstrukteur Dörhöfer). Von den beiden auf der Abbildung sichtbaren hat die rechte, wie zu erwarten, die besseren Ergebnisse gehabt. Bei einem Durchmesser von 2,30 m und

einer minutl. Umlaufzahl von 350 ergab sie nach Angaben des Erbauers 68 kg Zug bei 11,3 PS.

6. Ausführung der Tragflächen.

Der Stoff der Tragflächen wird in einem Rahmen ausgespannt, dessen Vorderkante meist etwas dicker ist. Da die

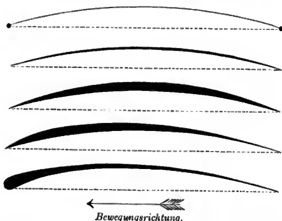


Abb. 304. Von O. Lilienthal untersuchte Tragflächenquerschnitte.

auf Abb. 304 von Lilienthal[1]) versuchten Querschnitte von Tragflächen mit Ausnahme des obersten fast den gleichen Luftwiderstand gezeigt haben, kommt es demnach hauptsächlich darauf

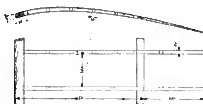


Abb. 305. Tragflächenrippe nach Wright.

an, sie hinten recht sanft auslaufen zu lassen. Aus diesem Grunde und um sie zur Vermeidung von Luftwirbeln elastisch zu machen, wobei die Flächen sich dem Luftdruck an der hinteren Kante anschließen, verlegt man die hintere Rahmensteife meist etwas nach vorn, wie z. B. auf den Abbildungen des

[1]) Otto Lilienthal. Der Vogelflug.

Wright-Flugzeugs deutlich erkennbar ist. Nur zwei Drittel der Fläche befinden sich innerhalb des Rahmens, während das hintere Drittel frei überragt. (Abb. 305.)

Die vordere Kante kann ziemlich dick sein. So beträgt z. B. beim Wright-Apparat die Höhe der vorderen Kante 50 mm.

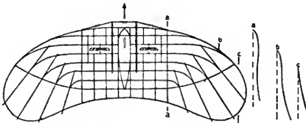


Abb. 306. Flugzeug von Wels und Etrich.

Einige Konstrukteure bevorzugen die sogenannte S-Form der Tragfläche, die eine besonders wirbelfreie Luftabfuhr ergeben und die Fläche sehr stabil fliegen lassen soll. Abb. 306 zeigt die derart gekrümmte Tragfläche von Wels (und Etrich). (Zanonia-Samen.)

Es ist nun nicht ratsam, die Flächen einfach in den Rahmen einzuspannen und wie Segel aufblähen zu lassen, wenigstens hat



Abb. 307. Tragflächenrippe von Voisin.

sich bei großen Ausführungen diese Art bisher nicht bewährt. Alle brauchbaren Flugschiffe geben zurzeit ihren Tragflächen zwangweise die gewünschte Krümmung, die sich nach den angestellten Versuchen als die günstigste für den Hub und das Durchschneiden der Luft erwiesen hat. Die gewölbte Form erhalten die Flächen hierbei durch Holzstäbchen, die in der Flugrichtung die Rahmenkanten verbinden und an denen der Stoff befestigt ist.

Hierbei unterscheidet man zwei Arten. Nach der einen, die z. B. die Brüder Voisin (Abb. 307) anwenden, besteht jede Tragfläche aus einer einzigen Tuchlage, die auf einer, und zwar der Unterseite der Bogenrippen befestigt ist. Die Rippen selbst

sind wieder durch Tuchstreifen überkleidet, die auch die Kanten umhüllen, um die Entstehung von Wirbeln möglichst zu vermeiden.

Ueber die Art der Flächenkrümmung sei noch bemerkt, daß die Rippenkurve bei Wright entsteht, wenn man die Sehne etwa 5° zur Ebene der Langhölzer neigt und diese, die bekanntlich $^2/_3$ der Flächentiefe voneinander entfernt sind, mit dem Endpunkt der Sehne durch einen Bogen von etwa $^1/_{20}$ Pfeilhöhe verbindet.

Die Tragfläche von Blériot hat bei einer Tiefe von 2 m eine größte Pfeilhöhe von 140 mm, die sich in etwa 490 mm Entfernung vom vorderen Rande befindet. Der Flugwinkel der Fläche beträgt 6 bis 7°.



Abb. 308. Tragflächengerüst des Antoinette-Eindeckers.

Auch der alte Dreidecker von Grade (Abb. 131) zeigt die einfache Bespannungsart. Nur ist bei ihm in nicht günstiger Weise die obere Längsstange jeder Fläche unbekleidet.

Bei der zweiten Bespannungsart hüllt man die Rippen völlig in Stoff ein, so daß man also für jede Tragfläche die doppelte Stoffmenge gebraucht. Man hat hierbei den Vorteil der gänzlich wirbelfreien Luftführung. Diese Bespannungsart wählen fast alle Eindecker, weil sie zur Erhöhung der Festigkeit die Tragflächen ziemlich dick, die Rippen also recht hoch machen müssen. Abb. 308 zeigt z. B. die Rippenkonstruktion des Antoinette-Eindeckers.

Bei Doppeldeckern können die Rippen wesentlich niedriger gehalten werden. Bei Wright z. B. bestehen sie nur aus dünnen gebogenen Stäben, die durch Klötze auseinandergehalten werden.

Sie werden in der Weise hergestellt, daß man die untere Leiste auf eine Schablone legt, nachdem man die Klötze aufgeleimt und -genagelt hat. Dann wird die obere Leiste über die

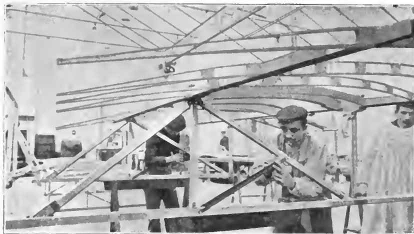


Abb. 309. Gerüst der unteren Tragfläche des Wrightflugzeugs.



Abb. 310. Gerüst der oberen Tragfläche des Wrightflugzeugs.

Klötze gebogen und mit Leim und Nägeln befestigt. Schrauben sind nicht zu empfehlen, da sie in ihren käuflichen Durchmessern das Holz zu sehr schwächen.

Der Stoff ist auf den Rippen mittels Stofflaschen befestigt. An der Kante des vorderen Längsträgers ist er angenagelt. Die Konstruktion der Wrightschen Tragflächen erhellt deutlich aus den Abb. 309 und 310.

Von dem Wrightschen Tragflächengerüst unterscheidet sich das eines älteren Flugzeugs von Henri Farman auf Abb. 311 u. a. dadurch, daß die Tragrippen sich über den starken Vor-

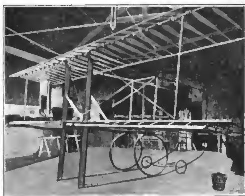


Abb. 311. Tragflächengerüst des Zweideckers von H. Farman.

derbalken hinaus erstrecken und zur Verringerung des Stirnwiderstandes vorn zusammenlaufen.

Die Hinterkanten der Tragflächenrippen müssen durch einen Draht oder dgl. verbunden sein, um ein Flattern des Tuches zu vermeiden.

Die Eigenschaften der Flugzeugstoffe ergeben sich aus der Tabelle S. 29. Es sei noch geraten, möglichst glatte Stoffe zu wählen, um die Luftreibung möglichst zu verringern.

Daß es nicht nötig ist, die Flächen völlig luftdicht zu machen, zeigt die Kurve der Abb. 92 S. 105.

C. Neuere Ausführungen von Flugzeugen.

Der bis jetzt erfolgreichste Doppeldecker, auf den hier sehr häufig Bezug genommen wurde, ist der der Brüder Wright. Zur Ergänzung der früheren Abbildungen mögen Abb. 312 bis 314 dienen, in die die hauptsächlichsten Maße eingeschrieben

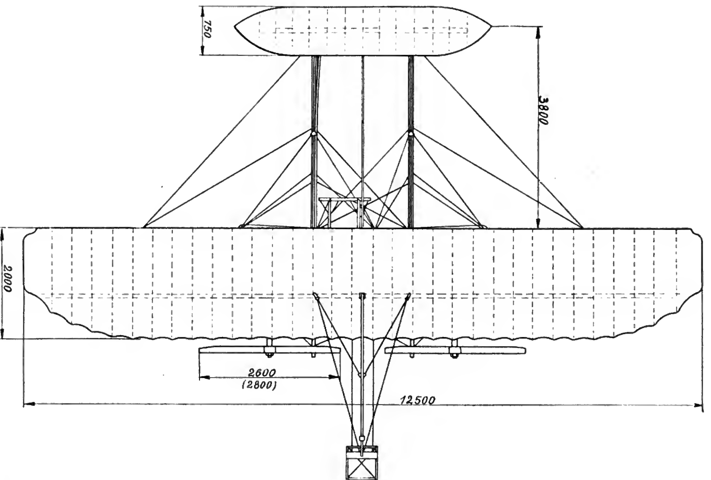


Abb. 312. Wright-Flugzeug.

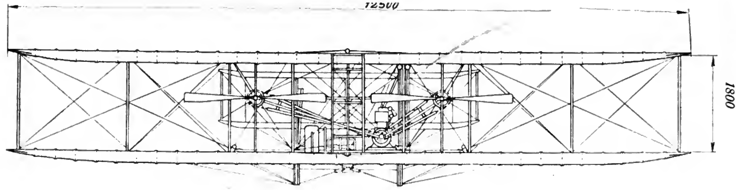


Abb. 313.

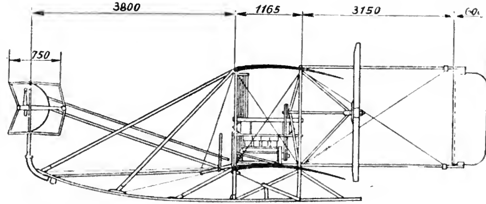


Abb. 314. Wright-Flugzeug.

sind. Man erkennt, daß die Rippen der Tragflächen sehr eng, mit etwa 30 cm Abstand stehen, sowie, daß die Schrauben etwas über der Mitte zwischen den Tragflächen angeordnet sind.

Abb. 315 zeigt die Art des Zusammenbaus des Wrightflugzeugs. Wegen der großen Bedeutung jeder Kleinigkeit ist Wright selbst dabei tätig. Aus diesem Bilde geht noch die Art der Schraubenbefestigung hervor. Auf der Welle sitzt ein Flansch, der in das Holz eingelassen ist. Eine Schraubenmutter dient zur

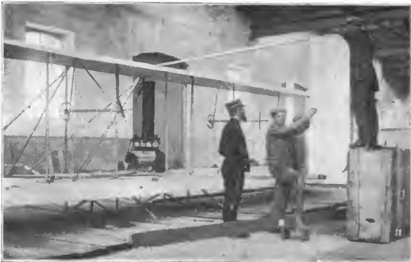


Abb. 315. Zusammenbau eines Wrightflugzeugs.

Sicherung gegen das Abrutschen. Im Vordergrunde ist die Abflugschiene sichtbar.

Während andere Konstrukteure, z. B. Voisin, die Längsbalken ihrer Tragflächen fest aneinander stoßen, und auch die Streben fest mit ihnen verbinden, verfolgt Wright den Grundsatz, alles gelenkig aneinander zu reihen. Er will dadurch die Wirkung harter Landungsstöße ausschalten, daß die Teile in den Gelenken ausschwingen können. Wie gelegentlich bemerkt, sind daher auch nur vier mittlere Streben fest angebracht, während alle anderen sowohl vorn wie hinten nachgiebig sind. Zu dem gleichen Zweck sind auch die Spanndrähte nur mäßig straff. Abb. 316 zeigt das Spannen der Drähte in der Tegeler Werkstatt der Wright-Gesellschaft.

Die gelenkige Verbindung der Streben und der Längsbalkenteile ist auf Abb. 317 zu ersehen, die ein in einer französischen Werkstatt hergestelltes Wrightflugzeug zeigt.



Abb. 316. Spannen der Stahldrähte beim Wright-Flugzeug.

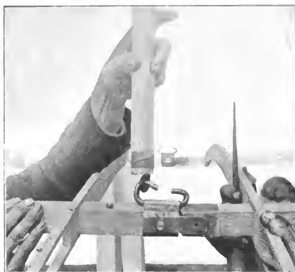


Abb. 317. Gelenkige Verbindung der Streben und der Längsträger beim Wrightflugzeug.[1])

[1]) Flugsport. 1908.

Wie Wright die Fortschaffung seines Apparates durch die Straßen ermöglicht, zeigt Abb. 318.

Höhen- und Seitensteuer liegen auf der unteren Tragfläche. Die nach dem Höhensteuer führenden Stangen sind zur Seite geklappt, so daß das Flugzeug nur noch wenig über 2 m breit ist.

Eine recht geschickte Verbindung der Voisin- und Wright-Anordnung ist die auf Abb. 319 dargestellte Bauart von Henry Farman. Zur Schrägsteuerung benutzt er die schon mehrfach erwähnten Klappen, die in der Ruhe herabhängen und erst



Abb. 318. Fortschaffung eines Wrightflugzeugs durch die Straßen.

während der Fahrt sich einstellen. Sehr gut ist das leichte Fahrgestell, auf das in Abb. 163 S. 188 hingewiesen wurde.

Der Doppeldecker von Maurice Farman (Abb. 320 bis 322) lehnt sich eng an die Voisin-Maschine an. Er unterscheidet sich von dieser durch das gänzliche Fehlen senkrechter Wände sowohl zwischen den Haupt- als auch den Schwanzflächen. Auch ist das Höhensteuer F etwas weiter nach vorn gerückt, um den Hebelarm zu vergrößern. Die sonstigen Abmessungen sind die gleichen wie im Voisin-Apparat. Ebenso fehlt auch eine Schrägsteuereinrichtung. Ob die Aenderung der Vorderradfederung vorteilhaft ist, läßt die Zeichnung nicht deutlich genug erkennen. Neuerdings hat dieses Flugzeug, wie das von Henry Farman, Schrägsteuerklappen.



Abb. 319. Flugzeug von Henry Farman. Phot. Gebr. Haeckel, Berlin.

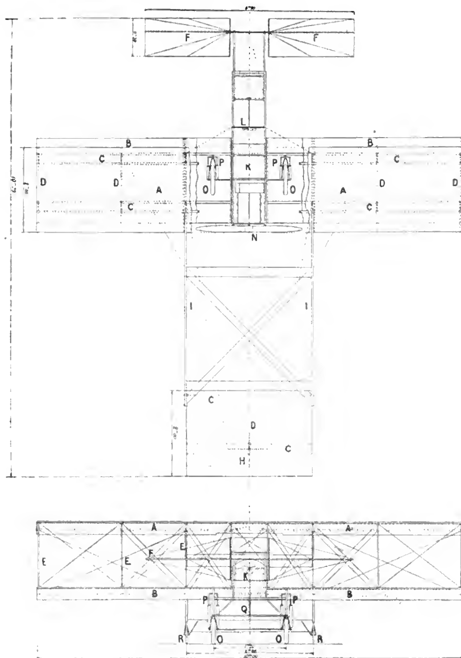


Abb. 320 und 321. Doppeldecker von Maurice Farman.

Der Doppeldecker der amerikanischen Aerial Experiments Association, den Abb. 323 zeigt, hat schon Flüge von mehr als einer halben Stunde ermöglicht. Er zeichnet sich durch sehr lange und schmale Tragflächen aus. Er ist sehr leicht gebaut

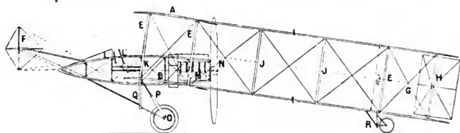


Abb. 322. Doppeldecker von Maurice Farman.

und ein Mittelding zwischen den Fliegern Wrights und Voisins. Ohne senkrechte Wände hat er einen Dämpfungsschwanz und ein vorderes Höhensteuer. Die Schraube sitzt unmittelbar auf der Motorwelle. Zur Schrägsteuerung dienen vier kleine dreieckige Flächen, an den Enden der zusammengebogenen Trag-

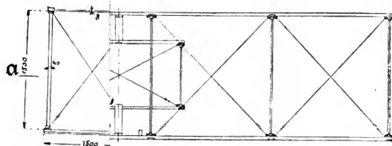


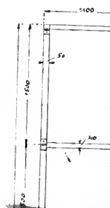
Abb. 323. Doppeldecker der Aerial Experiments Association.

flächen. Bei dem Neubau sollen die Tragflächen indes wie bei Wright ganz gerade ausgeführt werden.

Abb. 128 zeigt diese neue Maschine von Curtiss. Die Schrägsteuerflächen sind zwischen den Tragflächen angebracht. Durch die verschiedenartige Drehung beim Schrägsteuern wird im Gegensatz zur Flächenverwindung kein seitliches Drehmoment ausgeübt. Vom Wrightflugzeug unterscheidet sich das leichte

Tafel 10.





[1]) „Flugsport“ 1909. Heft 7.

Flugzeug noch durch eine hintere Dämpfungsfläche. Der Schwerpunkt liegt sehr hoch, da Führer und Motor über der unteren Tragfläche angeordnet sind, und das geschickt gebaute Fahrgestell sehr leicht ist.

Eine Flugmaschine von Breguet-Richet, die ein Mittelding zwischen Schrauben- und Drachenflieger darstellt, zeigt Abb. 324 bis 326. Sie ist gänzlich aus Stahl gefertigt. Ihre Schrauben von 4,25 m Durchmesser sind um 40° gegen die Wagerechte geneigt und mit nachgiebigen Schaufeln von veränderlicher Steigung versehen. Bei 46 PS ergeben die beiden Schrauben an Ort einen wagerechten Zug von 250 kg und einen Auftrieb von 300 kg, so daß sich der Apparat, der unbemannt 550 kg wiegt, schon nach kurzem Anlauf erheben dürfte.

Der Kühler R ist so angeordnet, daß er bei 60 km Fahrgeschwindigkeit einen Auftrieb von etwa 40 kg ergibt.

A sind die hinteren, A' die vorderen Tragflächen, die zugleich als Höhensteuer dienen. G ist das Seitensteuer.

Obwohl es fehlerhaft ist, einen Gleitflieger ohne Lenkeinrichtungen zu bauen, da die Steuerung durch Verlegung des Schwerpunkts, wie sie Lilienthal u. a. anwandten, nicht kräftig genug wirkt, sei hier doch auf Abb. 327[1]) (Tafel 17) die Zeichnung für einen einfachen derartigen Gleitflieger gebracht. Die Tragflächen messen 20 qm. Das Apparatgewicht beträgt 40 bis 50 kg. Es dürfte sich aber in jedem Falle empfehlen, die Tragflächen nicht wie gezeichnet, eben herzustellen, sondern nach Art der Kraftflieger zu wölben. Wegen der geringeren Gleitgeschwindigkeit kann man die Pfeilhöhe hierbei $^1/_{15}$ bis $^1/_{12}$ der Sehne betragen lassen.

Der zurzeit erfolgreichste Eindecker, den besonders Latham bekannt gemacht hat, ist auf den Abb. 328 bis 332 dargestellt. In der Mitte sind die Flächen 3 und an den Enden 2 m tief. Die Flächenbelastung ist ziemlich hoch, nämlich $\frac{24}{400} = 16{,}7$ kg/qm. Der eingebaute Antoinette-Motor leistet 50 PS. Interessant ist noch der Kühler. Er besteht aus langen Röhren, die dem Fliegerkörper anliegen, um keinen selbständigen Luftwiderstand zu erzeugen. Sie sind nur mit Dampf gefüllt, so daß das Wassergewicht trotz großer Kühlfläche nur gering ist. Der in den Zylindern entwickelte Dampf durchstreicht das Wasser eines Behälters, gelangt dann in die Röhren, in denen er sich verdichtet. Er sammelt sich unten in einem kleineren Gefäß und wird von dort durch eine Pumpe wieder nach dem oberen Wassergefäß und von

[1]) „Flugsport" 1909. Heft 7.

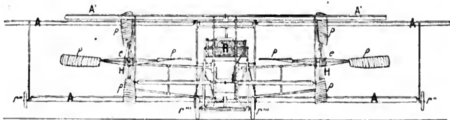


Abb. 324.

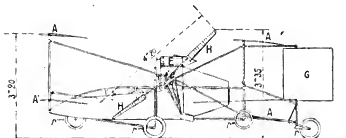


Abb. 325.

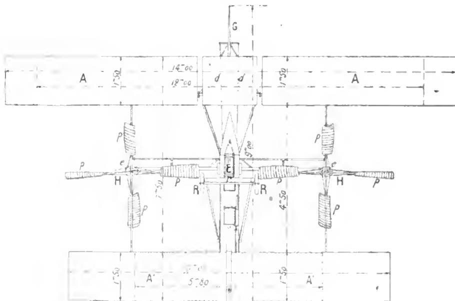


Abb. 326.

Abb. 324 – 326. Flugmaschine von Breguet-Richet.

diesem den Zylindern zugeführt. Die Schraube an dem neuen Antoinette-Motor ist auf Abb. 212 dargestellt worden, die Tragflächenkonstruktion zeigt Abb. 308. Eigenartig ist auch noch

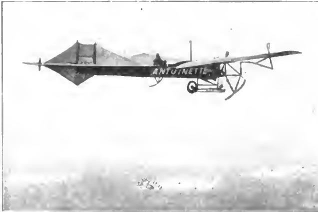


Abb. 328. Antoinette-Flugzeug im Fluge.

die Fahrvorrichtung. Sie besteht auf dem abgebildeten Apparat aus einem Rade, das neuerdings durch zwei dicht beieinander befindliche ersetzt ist. Von diesem geht eine Kufe · aus, die



Abb. 329. Antoinette-Eindecker.

vorn eine breite Rolle trägt. Die Tragflächen selbst werden seitlich durch abgefederte Kufen gestützt. Neuerdings sind diese Stützen und die Rolle wieder beseitigt.

In der Flächenbelastung noch weiter als Levavasseur, der Erbauer des Antoinettefliegers, geht Esnault-Pelterie bei seinem

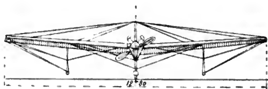


Abb. 330.

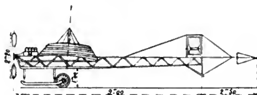


Abb. 331.

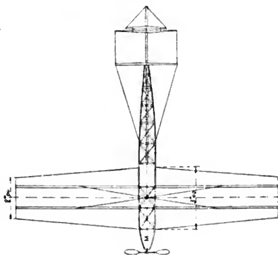


Abb. 332.

Abb. 330—332. Zeichnung des Antoinette-Eindeckers.

Eindecker der Abb. 333 und 334. Er besitzt bei einem Eigengewicht von 420 kg nur 15,175 qm, so daß 26,600 kg auf den qm entfallen. Die Höhensteuerung erfolgt mittels der hinteren

Fläche J, die Seitensteuerung durch das Steuer K, während die Schrägsteuerung durch Verwindung der Hauptflächen geschieht.

Die Bedienung der Steuer wird durch zwei senkrechte Hebel, ähnlich wie bei Wright, bewirkt, nur ist Höhen- und Schrägsteuer in demselben Hebel vereinigt, während die Seitensteuerung für sich erfolgt. Der Motor wird durch Fußhebel beeinflußt.

Der Motor ist ein 30 PS-Siebenzylinder desselben Konstrukteurs. Er treibt unmittelbar eine Schraube mit vier biegsamen Flügeln von 2 m Durchmesser und 1,15 m Steigung. Das Oelgefäß faßt 6 l und der Brennstoffbehälter 40 l, was für einen zweistündigen Betrieb ausreicht.

Das Vorderrad ist außer mit einer Spiralfeder noch mit einer Luft- und Oelbremse versehen, die bei einem Gewicht von 5 bis 6 kg 350 mkg aufzunehmen gestattet, wobei ihr Arbeitsweg 25 cm beträgt.

Sehr weit in der Flächenbelastung geht auch Blériot, dessen Steuerung auf S. 157 dargestellt ist. In seinem Flugzeug No. 9 (12 m Länge, 9 m Spannung, 26 qm Oberfläche, Gesamtgewicht 480 kg, Fluggeschwindigkeit 70 km, 4 fl. Schraube mit 2,10 m Durchmesser und 1,40 m Steigung) beträgt sie zwar nur 18,4 kg, in dem Eindecker No. 11 aber 27 kg/qm. (7,20 m Spannweite. 12 qm Fläche und 7° Flugwinkel.) Die Tragflächen können zum Zweck der Schrägsteuerung verwunden werden.

Abb. 160 (S. 185) zeigt das kleine Blériot-Flugzeug. Man erkennt die Brückenkonstruktion des Längsträgers, die Verspannung der Tragflächen und das Fahrgestell, dessen Räder durch Gummischnüre abgefedert sind.

Abb. 335 zeigt das größere Blériot-Flugzeug. Der Führer sitzt ziemlich tief. Die Holzschraube ist ins Langsame übersetzt.

Ein gut durchkonstruierter Eindecker, der indes noch nicht erprobt ist, ist der „Clément-Bayard“ (Abb. 338). Er ist auf Grund der Anweisungen von Tatin durch Chauvière entworfen. Der Motor ist von Clément-Bayard. Tatin befolgt den Grundsatz, sich möglichst an die Vorbilder in der Natur anzulehnen. Von den segelnden Vögeln ist daher die Tragflächengestalt übernommen. Die leichte Aufkrümmung dient etwas der seitlichen Flugsicherheit. Kippt der Flieger, so gleitet er etwas seitlich. Der Luftwiderstand an den Aufbiegungen sucht ihn dann wieder aufzurichten. Gegen Seitenböen ist der Flieger aber durch die Flügelform etwas empfindlicher. Die Flächen messen nur 23 qm. Sie sind mit gelackter japanischer Seide überzogen.

Die Schraube von 2,40 m Durchmesser hat eine Steigung von 2,50 m und läuft mit 700 bis 750 minutl. Umdrehungen, ist also vom Motor im Verhältnis 3:2 untersetzt.

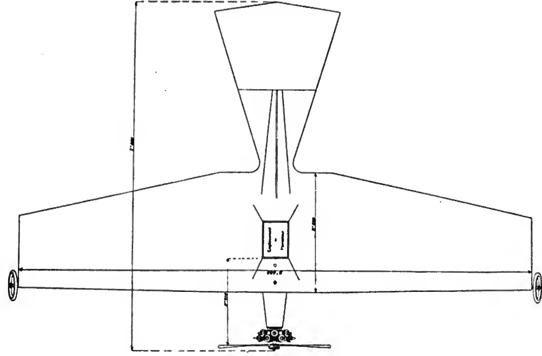


Abb. 333. Eindecker von Esnault-Pelterie.

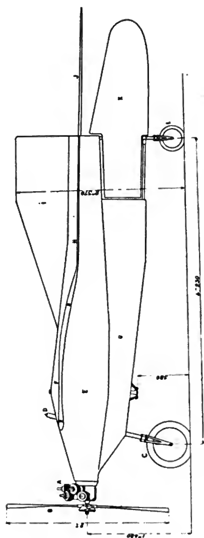


Abb. 334. Eindecker von Esnault-Pelterie.



Abb. 335. Blériot auf seinem großen Eindecker.

Von den neuesten Voisin-Flugzeugen gibt Abb. 339 und 340 eine Vorstellung. Man erkennt deutlich, daß die Grundgestalt dieselbe geblieben ist. Nur das Höhensteuer ist bei der etwas

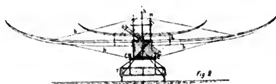


Abb. 336.

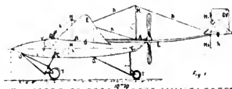


Abb. 337.

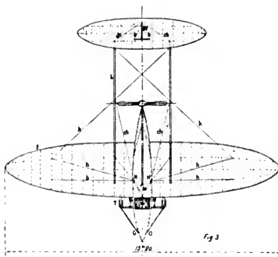


Abb. 338.
Eindecker „Clément-Bayard" von Tatin u. Chauvière.

leichter gehaltenen Maschine weiter nach vorn gerückt und unten mit einem Rad versehen. Die einseitige Bespannung der Flächen ist beibehalten, ebenso die senkrechten Wände, die in



Abb. 339. Neues Voisin-Flugzeug. Phot. Gebr. Haeckel, Berlin.



Abb. 340. Vorderteil des neuen Voisin-Flugzeugs. Phot. Gebr. Haeckel, Berlin.

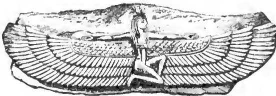


Abb. 341. Eindecker von Schultze.

Wendungen das Abtreiben verhindern sollen, da ein Schrägsteuer noch immer fehlt.

Neuerdings ist das Voisin-Flugzeug in der Weise geändert worden, daß das vordere Höhensteuer beseitigt und die Schraube an die Stelle gesetzt ist. Die Maschine wird also gezogen wie ein Eindecker. Die Höhensteuerung erfolgt mittels der Schwanzflächen. Ob er sich bewährt hat, ist nicht bekannt geworden.

Als Beispiel für einen der unzähligen Eindecker, die alle meist auf Blériot, selten auf Antoinette zurückgehen, sei der von Schultze, Abb. 341, angeführt. Der Rumpf ist in ähnlicher Weise wie bei Blériot verspannt. Das Fahrgestell trägt indessen Kufen, auf denen die Räder mittels Gummiringen nach Farmanscher Art befestigt sind. Das Hintersteuer ist gewölbt und um seine Vorderkante drehbar, so daß seine Bedienung ziemlich anstrengend ist. Der Motor von 50 PS treibt eine Holzschraube von 1,50 m Steigung und Durchmesser.



IV. Trigonometrische Tabelle.

Grad	Sinus							
	0′	10′	20′	30′	40′	50′	60′	
0	0,000	0,003	0,006	0,009	0,012	0,015	0,017	89
1	0,017	0,020	0,023	0,026	0,029	0,032	0,035	88
2	0,035	0,038	0,041	0,044	0,047	0,049	0,052	87
3	0,052	0,055	0,058	0,061	0,064	0,067	0,070	86
4	0,070	0,073	0,076	0,078	0,081	0,084	0,087	85
5	0,087	0,090	0,093	0,096	0,099	0,102	0,105	84
6	0,105	0,107	0,110	0,113	0,116	0,119	0,122	83
7	0,122	0,125	0,128	0,131	0,133	0,136	0,139	82
8	0,139	0,142	0,145	0,148	0,151	0,154	0,156	81
9	0,156	0,159	0,162	0,165	0,168	0,171	0,174	80
10	0,174	0,177	0,179	0,182	0,185	0,188	0,191	79
11	0,191	0,194	0,197	0,199	0,202	0,205	0,208	78
12	0,208	0,211	0,214	0,216	0,219	0,222	0,225	77
13	0,225	0,228	0,231	0,233	0,236	0,239	0,242	76
14	0,242	0,245	0,248	0,250	0,253	0,256	0,259	75
15	0,259	0,262	0,264	0,267	0,270	0,273	0,276	74
16	0,276	0,278	0,281	0,284	0,287	0,290	0,292	73
17	0,292	0,295	0,298	0,301	0,303	0,306	0,309	72
18	0,309	0,312	0,315	0,317	0,320	0,323	0,326	71
19	0,326	0,328	0,331	0,334	0,337	0,339	0,342	70
20	0,342	0,345	0,347	0,350	0,353	0,356	0,358	69
21	0,358	0,361	0,364	0,367	0,369	0,372	0,375	68
22	0,375	0,377	0,380	0,383	0,485	0,388	0,391	67
23	0,391	0,393	0,396	0,399	0,401	0,404	0,407	66
24	0,407	0,409	0,412	0,415	0,417	0,420	0,423	65
25	0,423	0,425	0,428	0,431	0,433	0,436	0,438	64
26	0,438	0,441	0,444	0,446	0,449	0,451	0,454	63
27	0,454	0,457	0,459	0,462	0,464	0,467	0,469	62
28	0,469	0,472	0,475	0,477	0,480	0,482	0,485	61
29	0,485	0,487	0,490	0,492	0,495	0,497	0,500	60
30	0,500	0,503	0,505	0,508	0,510	0,513	0,515	59
31	0,515	0,518	0,520	0,523	0,525	0,527	0,530	58
32	0,530	0,532	0,535	0,537	0,540	0,542	0,545	57
33	0,545	0,547	0,550	0,552	0,554	0,557	0,559	56
34	0,559	0,562	0,564	0,566	0,569	0,571	0,574	55
35	0,574	0,576	0,578	0,581	0,583	0,585	0,588	54
36	0,588	0,590	0,592	0,595	0,597	0,599	0,602	53
37	0,602	0,604	0,606	0,609	0,611	0,613	0,616	52
38	0,616	0,618	0,620	0,623	0,625	0,627	0,629	51
39	0,629	0,632	0,634	0,636	0,638	0,641	0,643	50
40	0,643	0,645	0,647	0,649	0,652	0,654	0,656	49
41	0,656	0,658	0,660	0,663	0,665	0,667	0,669	48
42	0,669	0,671	0,673	0,676	0,678	0,680	0 682	47
43	0,682	0,684	0,686	0,686	0,690	0,693	0,695	46
44	0,695	0,697	0,699	0,701	0,703	0,705	0,707	45
	60′	50′	40′	30′	20′	10′	0′	G
	Cosinus							

Grad	Cosinus							
	0'	10'	20'	30'	40'	50'	60'	
0	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	89
1	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	0,999	0,999	88
2	0,999	0,999	0,999	0,999	0,999	0,999	0,999	87
3	0,999	0,998	0,998	0,998	0,998	0,998	0,998	86
4	0,998	0,997	0,997	0,997	0,997	0,996	0,996	85
5	0,996	0,996	0,996	0,995	0,995	0,995	0,995	84
6	0,995	0,994	0,994	0,994	0,993	0,993	0,993	83
7	0,993	0,992	0,992	0,991	0,991	0,991	0,990	82
8	0,990	0,990	0,989	0,989	0,989	0,988	0,988	81
9	0,988	0,987	0,987	0,986	0,986	0,985	0,985	80
10	0,985	0,984	0,984	0,983	0,983	0,982	0,982	79
11	0,982	0,981	0,981	0,980	0,979	0,979	0,978	78
12	0,978	0,978	0,977	0,976	0,976	0,975	0,974	77
13	0,974	0,974	0,973	0,972	0,972	0,971	0,970	76
14	0,970	0,970	0,969	0,968	0,967	0,967	0,966	75
15	0,966	0,965	0,964	0,964	0,963	0,962	0,961	74
16	0,961	0,960	0,960	0,959	0,958	0,957	0,956	73
17	0,956	0,955	0,955	0,954	0,953	0,952	0,951	72
18	0,951	0,950	0,949	0,948	0,947	0,946	0,946	71
19	0,946	0,945	0,944	0,943	0,942	0,941	0,940	70
20	0,940	0,939	0,938	0,937	0,936	0,935	0,934	69
21	0,934	0,933	0,931	0,930	0,929	0,928	0,927	68
22	0,927	0,926	0,925	0,924	0,923	0,922	0,921	67
23	0,921	0,919	0,918	0,917	0,916	0,915	0,914	66
24	0,914	0,912	0,911	0,910	0,909	0,908	0,906	65
25	0,906	0,905	0,904	0,902	0,901	0,900	0,899	64
26	0,899	0,898	0,896	0,895	0,894	0,892	0,891	63
27	0,891	0,890	0,888	0,887	0,886	0,884	0,883	62
28	0,883	0,882	0,880	0,879	0,877	0,876	0,875	61
29	0,875	0,873	0,872	0,870	0,869	0,867	0,866	60
30	0,866	0,865	0,863	0,862	0,860	0,859	0,857	59
31	0,857	0,856	0,854	0,853	0,851	0,850	0,848	58
32	0,848	0,848	0,845	0,843	0,842	0,840	0,839	57
33	0,839	0,837	0,835	0,834	0,832	0,831	0,829	56
34	0,829	0,827	0,826	0,824	0,822	0,821	0,819	55
35	0,819	0,817	0,816	0,814	0,812	0,811	0,809	54
36	0,809	0,807	0,806	0,804	0,802	0,800	0,799	53
37	0,799	0,797	0,795	0,793	0,792	0,790	0,788	52
38	0,788	0.786	0,784	0,783	0,781	0,779	0,777	51
39	0,777	0,775	0,773	0,772	0,770	0,768	0,766	50
40	0,766	0,764	0,762	0,760	0,759	0,757	0,755	49
41	0,755	0,753	0,751	0,749	0,747	0,745	0,743	48
42	0,743	0,741	0,739	0,737	0,735	0,733	0,731	47
43	0,731	0,729	0,727	0,725	0,723	0,721	0,719	46
44	0,719	0,717	0,715	0,713	0,711	0,709	0,707	45
	60'	50'	40'	30'	20'	10'	0'	G
	Sinus							

Grad	Tangens 0'	10'	20'	30'	40'	50'	60'	
0	0,000	0,003	0,006	0,009	0,012	0,015	0,017	89
1	0,017	0,020	0,023	0,026	0,029	0,032	0,035	88
2	0,035	0,038	0,041	0,044	0,047	0,049	0,052	87
3	0,052	0,055	0,058	0,061	0,064	0,067	0,070	86
4	0,070	0,073	0,076	0,079	0,082	0,085	0,087	85
5	0,087	0,090	0,095	0,096	0,099	0,102	0,105	84
6	0,105	0,108	0,111	0,114	0,117	0,120	0,123	83
7	0,123	0,126	0,129	0,132	0,135	0,138	0,141	82
8	0,141	0,144	0,146	0,149	0,152	0,155	0,158	81
9	0,158	0,161	0,164	0,167	0,170	0,173	0,176	80
10	0,176	0,179	0,182	0,185	0,188	0,191	0,194	79
11	0,194	0,197	0,200	0,203	0,206	0,210	0,213	78
12	0,213	0,216	0,219	0,222	0,225	0,228	0,231	77
13	0,231	0,234	0,237	0,240	0,243	0,246	0,249	76
14	0,249	0,252	0,256	0,259	0,262	0,265	0,268	75
15	0,268	0,271	0,274	0,277	0,280	0,284	0,287	74
16	0,287	0 290	0,293	0,296	0,299	0,303	0,306	73
17	0,306	0,309	0,312	0,315	0,319	0,322	0,325	72
18	0,325	0,328	0,331	0,335	0,338	0,341	0,344	71
19	0,344	0,348	0,351	0,354	0,357	0,361	0,364	70
20	0,364	0,367	0,371	0,374	0,377	0,381	0,384	69
21	0,384	0,387	0,391	0,394	0,397	0,401	0,404	68
22	0,404	0,407	0,411	0,414	0,418	0,421	0,424	67
23	0,424	0,428	0,431	0,435	0,438	0,442	0,445	66
24	0,445	0,449	0,552	0,456	0,459	0,463	0,466	65
25	0,466	0,470	0,473	0,477	0,481	0,484	0,488	64
26	0,488	0,491	0,495	0,499	0,502	0,506	0,510	63
27	0,510	0,513	0,517	0,521	0,524	0,528	0,532	62
28	0,532	0,535	0,539	0,543	0,547	0,551	0,554	61
29	0,554	0,558	0,562	0,566	0,570	0,573	0,577	60
30	0,577	0,581	0,585	0,589	0,593	0,597	0,601	59
31	0,601	0,605	0,609	0,613	0,617	0,621	0,625	58
32	0,625	0,629	0,633	0,637	0,641	0,645	0,649	57
33	0,649	0,654	0,658	0,662	0,666	0,670	0,675	56
34	0,675	0,679	0,683	0,687	0,692	0,696	0,700	55
35	0,700	0,705	0,709	0,713	0,718	0,722	0,727	54
36	0,727	0,731	0,735	0,740	0,744	0,749	0,754	53
37	0,754	0,758	0,763	0,767	0,772	0,777	0,781	52
38	0,781	0,786	0,791	0,795	0,800	0,805	0,810	51
39	0,810	0,815	0,819	0,824	0,829	0,834	0,839	50
40	0,839	0,844	0,849	0,854	0,859	0,864	0,869	49
41	0,869	0,874	0,880	0,885	0,890	0,895	0,900	48
42	0,900	0,906	0,911	0,916	0,922	0,927	0,933	47
43	0,933	0,938	0,943	0,949	0,955	0,960	0,966	46
44	0,966	0,971	0,977	0,983	0,988	0,994	1,000	45
	60'	50'	40'	30'	20'	10'	0'	G

Contangens

Grad	Contangens 0'	10'	20'	30'	40'	50'	60'	
0	∞	343,8	171,9	114,6	85,94	68,75	57,29	89
1	57,29	49,10	42,96	38,19	34,37	31,24	28,64	88
2	28,64	26,43	24,54	22,90	21,47	20,21	19,08	87
3	19,08	18,07	17,17	16,35	15,60	14,92	14,30	86
4	14,30	13,73	13,20	12,71	12,25	11,83	11,43	85
5	11,43	11,06	10,71	10,39	10,08	9,788	9,514	84
6	9,514	9,255	9,010	8,777	8,556	8,345	8,144	83
7	8,144	7,953	7,770	7,596	7,429	7,269	7,115	82
8	7,115	6,968	6,827	6,691	6,561	6,435	6,314	81
9	6,314	6,197	6,084	5,976	5,871	5,769	5,671	80
10	5,671	5,576	5,485	5,396	5,309	5,226	5,145	79
11	5,145	5,066	4,989	4,915	4,843	4,773	4,705	78
12	4,705	4,638	4,574	4,511	4,449	4,390	4,331	77
13	4,331	4,275	4,219	4,165	4,113	4,061	4,011	76
14	4,011	3,962	3,914	3,867	3,821	3,776	3,732	75
15	3,732	3,689	3,647	3,606	3,566	3,526	3,487	74
16	3,487	3,450	3,412	3,376	3,340	3,305	3,271	73
17	3,271	3,237	3,204	3,172	3,140	3,108	3,078	72
18	3,078	3,047	3,018	2,989	2,960	2,932	2,904	71
19	2,904	2,877	2,850	2,824	2,798	2,773	2,747	70
20	2,747	2,723	2,699	2,675	2,651	2,628	2,605	69
21	2,605	2,583	2,560	2,539	2,517	2,496	2,475	68
22	2,475	2,455	2,434	2,414	2,394	2,375	2,356	67
23	2,356	2,337	2,318	2,300	2,282	2,264	2,246	66
24	2,246	2,229	2,211	2,194	2,177	2,161	2,145	65
25	2,145	2,128	2,112	2,097	2,081	2,066	2,050	64
26	2,050	2,035	2,020	2,006	1,991	1,977	1,963	63
27	1,963	1,949	1,935	1,921	1,907	1,894	1,881	62
28	1,881	1,868	1,855	1,842	1,829	1,816	1,804	61
29	1,804	1,792	1,780	1,767	1,756	1,744	1,732	60
30	1,732	1,720	1,709	1,698	1,686	1,675	1,664	59
31	1,664	1,653	1,643	1,632	1,621	1,611	1,600	58
32	1,600	1,590	1,580	1,570	1,560	1,550	1,540	57
33	1,540	1,530	1,520	1,511	1,501	1,492	1,483	56
34	1,483	1,473	1,464	1,455	1,446	1,437	1,428	55
35	1,428	1,419	1,411	1,402	1,393	1,385	1,376	54
36	1,376	1,368	1,360	1,351	1,343	1,335	1,327	53
37	1,327	1,319	1,311	1,303	1,295	1,288	1,280	52
38	1,280	1,272	1,265	1,257	1,250	1,242	1,235	51
39	1,235	1,228	1,220	1,213	1,206	1,199	1,192	50
40	1,192	1,185	1,178	1,171	1,164	1,157	1,150	49
41	1,150	1,144	1,137	1,130	1,124	1,117	1,111	48
42	1,111	1,104	1,098	1,091	1,085	1,079	1,072	47
43	1,072	1,066	1,060	1,054	1,048	1,042	1.036	46
44	1,036	1,030	1,024	1,018	1,012	1,006	1,000	45
	60'	50'	40'	30'	20'	10'	0'	G

Tangens

V. Literatur-Verzeichnis.

Renard: Ueber Luftschrauben usw. in „Comptes Rendus". 101. Paris 1885.

Moedebeck, H.: Handbuch der Luftschiffahrt. Leipzig 1886.

Lilienthal, O.: Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst. Berlin 1889.

Marey: Le vol des oiseaux. Paris 1889.

Popper: Flugtechnik. Berlin 1889.

Dines: Ueber den Winddruck gegen gewölbte und geneigte Flächen in „Proceedings of the Royal Society". London 1890 u. 1892.

Langley, P. S.: Experiments in aerodynamics. Washington 1891.

Eiffel: Untersuchungen über Luftwiderstand in „Comptes Rendus". Paris 1892, 1900, 1907.

Maxim, H. S.: Ueber Luftschrauben in „Revue de l'Aeronautique". 1892.

Chanute, O.: Progreß in flying machines. New York 1894.

Ahlborn, F.: Zur Mechanik des Vogelfluges. Hamburg 1896.

Lößl, F. von: Die Luftwiderstandsgesetze. Wien 1896.

Wellner, G.: Der dynamische Flug. Brünn 1899.

Chanute, O.: Aerial navigation. Experiments in flying, in Mc. Clure's magazine. New York 1900.

Finsterwalder, S.: Aerodynamik in der Enzyklopädie der mathematischen Wissenschaften. Teubner. 1901—1906.

Wright, W.: Some aeronautical Experiments. Journal of Western Society of engineers. 1901.

Kress, W.: Ueber dynamische Luftschiffahrt. Wien 1902.

Hoernes, H.: Lenkbare Ballons. Leipzig 1902.

Wright, W.: Experiments and observations in soaring flight. Journal of Western Society of engineers. 1903.

Ferber, F.: Les progrès de l'aviation depuis 1891 pour le vol plané. Paris 1904.

Ferber, F.: Les progrès de l'aviation pour le vol plané. Pas à pas, saut à saut, vol à vol. Paris 1906. (Uebersetzt v. Ober-Lehrer A. Schöning. Berlin 1910.)

Lanchester, F. W.: Aerodynamics. London 1907.

Chanute, O.: Progress in flying machines. New York 1909.

Nimführ, R.: Leitfaden der Luftschiffahrt und Flugtechnik. Wien und Leipzig 1909.

Parseval, von: Motorballon und Flugmaschine. Berlin 1909.

Adams, Hr.: Flug. Die Erfindung des Fliegens v. Wilbur und Orville Wright. Leipzig 1909.

Vorreiter: Kritik der Drachenflieger. Berlin 1910.

Eberhardt: Theorie und Berechnung der Luftschrauben. Berlin 1910.

Vorreiter: Motoren für Luftschiffe und Flugapparate. Berlin 1910.
Silberer: Grundzüge der praktischen Luftschiffahrt. Berlin 1910.
Neumann: Die internationalen Luftschiffe 1910. Ihre Bauart und Eigenschaften nach dem Stande von Februar 1910. Oldenburg i. Gr.
Deimler, W.: Stabilitätsuntersuchungen über symmetrische Gleitflieger. Dissertation der Univ. Göttingen. (München 1910.)
Zeitschrift für Luftschiffahrt. (Eingegangen.)
Illustrierte aeronautische Mitteilungen. Berlin.
Flugsport (L'aviation). Frankfurt a. M.
Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt. Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker. Berlin.
Der Motorwagen. Automobil- und Flugtechnische Zeitschrift, Organ der Automobiltechnischen Gesellschaft E. V. und Flugtechnischen Gesellschaft. Berlin.
Zeitschrift des Vereins deutscher Ingenieure. Berlin.
L'aerophile. Revue technique et pratique des locomotions aeriennes. Paris.

Inhaltsübersicht der 3. Auflage.

▫ ▫ ▫

